

В.Г.АЛЕКСАНДРОВ, А.В.МАЙОРОВ, Н.П.ПОТЮКОВ

АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ СПРАВОЧНИК



В. Г. АЛЕКСАНДРОВ, А. В. МАЙОРОВ, Н. П. ПОТЮКОВ

АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ СПРАВОЧНИК

ЭКСПЛУАТАЦИЯ, ОБСЛУЖИВАНИЕ, РЕМОНТ,
НАДЕЖНОСТЬ

Под общей редакцией
В. Г. Александрова

ИЗДАНИЕ ВТОРОЕ,
ПЕРЕРАБОТАННОЕ И ДОПОЛНЕННОЕ



МОСКВА «ТРАНСПОРТ» 1975

Авиационный технический справочник (эксплуатация, обслуживание, ремонт и надежность). Александров В. Г., Майоров А. В., Потюков Н. П. Изд. 2-е, перераб. и доп. М., «Транспорт», 1975. 432 с. Рис. 134, табл. 117.

В справочнике обобщен, систематизирован и изложен материал по вопросам: практической аэродинамики; технической эксплуатации и обслуживания планера самолета (вертолета), его систем, газотурбинных и поршневых двигателей, кислородного и высотного оборудования, пилотажно-навигационных приборов, радиотехнического оборудования; применяемых смазок при эксплуатации и ремонте авиационного оборудования; износа деталей, узлов и механизмов, ремонтных и регламентных работ; ухода за деталями и системами самолета, газотурбинного и поршневого двигателей, контрольных и проверочных работ, антикоррозионной обработки; применяемых авиационных материалов, топлива, смазок и рабочих жидкостей; дефектов изделий и прочности материалов.

Основное внимание во втором издании справочника обращено на современные вопросы технической эксплуатации и обслуживания, ремонта и обеспечения надежности работы агрегатов и систем летательных аппаратов, авиационного и радиоэлектронного оборудования. Значительно шире отражен опыт эксплуатации авиационной техники. 1-е издание книги вышло в 1969 г.

Справочник рассчитан на летный и инженерно-технический состав авиации всех ведомств. Он может быть использован научными работниками и учащимися высших и средних авиационных учебных заведений.

Разделы I, II, III и IV написаны В. Г. Александровым, раздел V — А. В. Майоровым и Н. П. Потюковым.

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНОЙ СРЕДЫ. ПАРАМЕТРЫ ЗВУКА И СВЕРХЗВУКОВОЙ ХЛОПОК

Международная стандартная атмосфера

Атмосфера (газообразная оболочка Земли) имеет слоистое строение и характеризуется большой неопределенностью: давление, температура и массовая плотность воздуха изменяются в широких пределах и зависят от широты и долготы места, высоты, времени года, суток и т. д. Для удобства выполнения расчетов, пригодных для различных условий атмосферы, принята условная осредненная стандартная атмосфера, которую называют **международной стандартной атмосферой (МСА)**. Она введена с 1/X 1964 г. ГОСТ 4401—64.

В МСА за начало отсчета высоты принят уровень моря при следующих условиях:

атмосферное давление $p_0 = 760$ мм рт. ст. или $p_0 = 10\,332$ кгс/м²;

температура $t = 15^\circ \text{C}$ (288°K);

массовая плотность воздуха $\rho_0 = 0,125$ кгс·с²/м⁴;

плотность воздуха $\gamma_0 = 1,225$ кг/м³.

Для тропосферы изменение температуры с подъемом на высоту определяется по формуле $t = 15 - 6,5 H$ °C, где H — высота, км.

Для высот с 11 до 30 км температура считается постоянной и равной $-56,5^\circ \text{C}$ ($216,5^\circ \text{K}$).

Масса земной атмосферы составляет около $5,27 \cdot 10^{18}$ кг, т. е. она равна примерно одной миллионной доле массы Земли. Половина всей массы атмосферного воздуха сосредоточена в пределах нижних 5,2 км высоты и 94% — в пределах 20 км.

В табл. 1.1 приведены величины стандартной атмосферы.

Характеристики параметров воздуха

Основными параметрами, характеризующими газы, в том числе и воздух, являются следующие величины.

Давление p — это сила, действующая на единицу поверхности по нормали к ней:

$$p = \frac{P}{S},$$

где P — равномерно распределенная давящая сила, кгс; S — поверхность, испытывающая давление, м².

В технике за единицу давления принята техническая атмосфера (ат). $1 \text{ ат} = 1 \text{ кгс/см}^2 = 10\,000 \text{ кгс/м}^2 = 10 \text{ м вод. ст.} = 735,6 \text{ мм рт. ст.}$

В аэродинамике давление измеряется в килограммах на квадратный метр, в системе СИ — в паскалях (ньютон на квадратный метр).

Таблица 1.1

Величины стандартной атмосферы

Высота H , м	Темпе- ратура, t_H , °C	Давле- ние, p_H , мм рт. ст.	Давление, кгс/см ²	Весо- вая плот- ность γ_H , кгс/м ³	Массовая плотность ρ_H , кгс-с/м ⁴	Относи- тельная плотность $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$	$\sqrt{\Delta}$	Скорость звука, a	
								м/с	км/ч
—1 000	21,5	854,5	11617	1,347	0,374	1,099	1,048	344,1	1 238
0	15	760	10322,3	1,225	0,125	1,000	1,00	340,2	1 225
1 000	8,5	674	9164,8	1,11	0,1134	0,907	0,952	336,4	1 211
2 000	2,0	596,3	8106,5	1,006	0,1027	0,821	0,906	332,5	1 197
3 000	—4,51	526	7150,8	0,909	0,0927	0,742	0,861	328,5	1 183
4 000	—11,0	462	6287,2	0,819	0,0835	0,668	0,817	324,5	1 168
5 000	—17,5	405	5511,1	0,7365	0,0751	0,601	0,775	320,5	1 154
6 000	—24,0	354	4814,4	0,660	0,0673	0,539	0,734	316,4	1 139
7 000	—30,5	308	4190,8	0,590	0,0602	0,482	0,694	312,2	1 124
8 000	—37,0	267	3635,1	0,526	0,0536	0,420	0,655	308	1 109
9 000	—43,5	231	3139,8	0,467	0,0476	0,381	0,617	303,8	1 093
10 000	—50,0	198	2701,3	0,413	0,0421	0,337	0,581	299,4	1 078
11 000	—56,5	170	2313,7	0,365	0,0372	0,298	0,545	295	1 062
12 000	—56,5	145,4	1977,3	0,312	0,0318	0,254	0,504	295	1 062
13 000	—56,5	124,3	1690	0,266	0,0272	0,217	0,466	295	1 062
14 000	—56,5	106,2	1444,3	0,228	0,0232	0,186	0,431	295	1 062
15 000	—56,5	90,8	1234,6	0,195	0,0198	0,1592	0,398	295	1 062
16 000	—56,5	77,1	1047,8	0,166	0,0169	0,1368	0,368	295	1 062
17 000	—56,5	66,3	902,0	0,142	0,0145	0,1165	0,340	295	1 062
18 000	—56,5	56,7	764,2	0,120	0,0123	0,0990	0,315	295	1 062
19 000	—56,5	48,0	652,7	0,103	0,0105	0,084	0,291	295	1 062
20 000	—56,5	41,4	563,6	0,088	0,0090	0,072	0,269	295	1 062
21 000	—56,5	35,4	481,9	0,077	0,0075	0,062	0,249	295	1 062

Массовая плотность газа (воздуха) ρ — это покоящаяся масса, заключенная в единице объема:

$$\rho = \frac{m}{V} = \frac{\frac{G}{g}}{V} = \frac{\gamma}{g} \text{ кгс} \cdot \text{с}^2 / \text{м}^4,$$

где m — покоящаяся масса газа (воздуха); V — объем газа (воздуха); G — вес газа (воздуха); g — ускорение силы тяжести; γ — плотность газа (воздуха);

В системе СИ массовая плотность выражается в килограммах на кубический метр.

Плотностью называется масса вещества (воздуха или газа), заключенного в единице объема:

$$\gamma = \frac{G}{V} = \rho g \text{ кг/м}^3.$$

Относительная плотность воздуха представляет собой отношение массовой плотности на высоте ρ_H к массовой плотности ρ_0 на уровне моря:

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}.$$

Температура воздуха измеряется в градусах по абсолютной шкале Кельвина или по шкале Цельсия. В этих шкалах за начало отсчета температур приняты различные физические состояния газа. Температура газа по абсолютной шкале (абсолютная температура) обозначается через T , а по шкале Цельсия через t .

Постоянные точки нагретости. Для измерения температуры тела (степени нагретости) в большинстве стран принят термометр со шкалой Цельсия ($^{\circ}\text{C}$). Основными постоянными точками этой шкалы приняты, $^{\circ}\text{C}$:

Точка кипения жидкого кислорода	—182,97
» плавления льда	0
» кипения воды	+100
» » серы	+444,6
» плавления серебра	+960,8
» » золота	+1063

В Великобритании и США пользуются шкалой Фаренгейта ($^{\circ}\text{F}$), во Франции — шкалой Реомюра ($^{\circ}\text{R}$).

Формулы пересчета температур:

$$t^{\circ}\text{C} = \frac{5}{4} t^{\circ}\text{R} = \frac{5}{9} (t^{\circ}\text{F} - 32^{\circ}); \quad t^{\circ}\text{R} = \frac{4}{5} t^{\circ}\text{C} = \frac{4}{9} (t^{\circ}\text{F} - 32^{\circ});$$

$$t^{\circ}\text{F} = \frac{9}{5} t^{\circ}\text{C} + 32^{\circ} = \frac{9}{4} (t^{\circ}\text{R} + 32^{\circ}).$$

При температуре 20°C измерительные и контрольные приборы должны давать верные показания.

В теоретических исследованиях пользуются шкалой Кельвина, градуировка которой одинакова со шкалой Цельсия, с той только разницей, что все температуры этой шкалы положительные. За нуль в ней принята точка, лежащая на 273 деления ниже точки плавления льда и называемая **абсолютным нулем**.

Взаимная связь между температурами по шкале Кельвина и шкале Цельсия определяется выражениями:

$$T^{\circ}\text{K} = t^{\circ}\text{C} + 273^{\circ}; \quad t^{\circ}\text{C} = T^{\circ}\text{K} - 273^{\circ}.$$

Вязкость (внутреннее трение) — свойство газов (жидкостей) оказывать сопротивление относительному перемещению своих частиц, а также перемещению твердого тела, помещенного в газ (жидкость). Вследствие наличия вязкости кинетическая энергия газа (жидкости) или твердого тела, движущегося в нем, превращается в тепло.

Физическая сущность вязкости. Рассмотрим движение пластинок AB в слое газа с постоянной скоростью V_0 относительно неподвижной пластинки CD (рис. 1.1). При этом на каждую пластинку со стороны газа действует сила F , которая пропорциональна площади пластинки S , скорости движения верхней пластинки V_0 и обратно пропорциональна расстоянию между пластинками d . Поэтому можно записать

$$F = \mu \frac{SV_0}{d},$$

где μ — некоторый коэффициент пропорциональности, называемый коэффициентом динамической вязкости.

Коэффициент динамической вязкости μ зависит от температуры и почти не зависит от давления и плотности газа. Для воздуха $\mu = 1,745 \cdot 10^{-6} + 5,03 \cdot 10^{-9} t^{\circ}\text{C}$; при температуре $t = +15^{\circ}\text{C}$ $\mu_0 = 1,82 \cdot 10^{-6}$ кгс·с/м². В системе СИ $\mu_0 = 17,84 \cdot 10^{-6}$ Н·с/м².

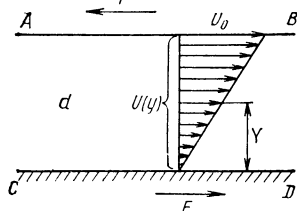


Рис. 1.1. Изменение скорости течения газов $V(y)$ между подвижной пластинкой AB и неподвижной CD

Коэффициент μ для жидкости с увеличением температуры уменьшается, а для газов увеличивается.

Коэффициент кинематической вязкости. Им часто пользуются в аэродинамике и гидравлике. Он определяется по формуле

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \text{ м}^2/\text{с}.$$

Для воздуха при температуре $t = +15^\circ \text{C}$ $\nu_0 = 1,45 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$.

Строение атмосферы

Международным геодезическим и геофизическим союзом в 1951 г. принято деление атмосферы на пять основных сфер или слоев: тропосферу, стратосферу, мезосферу, термосферу и экзосферу.

Тропосфера — нижний слой атмосферы, простирающийся в средних широтах до высоты 10—12 км, в тропиках до 16—18 км, в полярных областях до 8—10 км.

Особенностью тропосферы является понижение температуры с подъемом на высоту (в среднем на $6,5^\circ$ на 1 км высоты). Там наблюдается термическая турбулентность, возникающая вследствие неравномерности нагрева слоев воздуха у земли и на высоте, а также динамическая турбулентность, обусловленная трением воздуха о земную поверхность и его интенсивными вертикальными перемещениями на границах между холодными и теплыми воздушными массами атмосферных фронтов. Заканчивается тропосфера слоем тропопаузы. Толщина тропопаузы колеблется от нескольких сотен метров до нескольких километров. Над экватором и прилегающими районами тропопауза располагается в среднем на высоте 16—18 км, в умеренных широтах на высоте 10—12 км, в полярных областях на высоте 8—10 км, а над полюсом она может опускаться до 5—6 км.

Реактивные самолеты совершают полеты преимущественно вблизи границы тропопаузы. Характерной чертой является наличие циклической болтанки под самой тропопаузой.

Стратосфера располагается над тропопаузой и простирается до высоты 35—40 км. Для ее нижних слоев характерно постоянство температуры по высоте. Водяной пар в стратосфере содержится в ничтожных количествах и поэтому в ней нет облаков, из которых выпадали бы осадки. Состояние воздуха устойчивое, вертикальные движения слабые, что обеспечивает спокойный полет самолета. Болтанка наблюдается редко и только вблизи тропопаузы.

Мезосфера простирается от верхних границ стратосферы до высоты 80 км. По аналогии с тропопаузой слой между стратосферой и мезосферой называется стратопаузой.

В нижней части мезосферы имеется слой температурной инверсии (повышение температуры воздуха с высотой в определенном слое атмосферы называется инверсией), обусловленной наличием озона. В верхней части мезосферы вследствие почти полного отсутствия озона температура воздуха резко понижается. Поэтому там возникают достаточно мощные вертикальные токи, т. е. происходит перемешивание воздуха, аналогичное турбулентному движению воздушных масс в тропосфере. На высотах около 60 км скорость воздушных течений достигает 140 м/с, а на высотах около 80 км — 160 м/с.

Термосфера располагается над мезосферой и простирается до высоты 800 км.

Экзосфера — внешний слой атмосферы, или сфера рассеяния, располагается над термосферой. Газы здесь настолько разрежены и при наблюдаемых там высоких температурах обладают столь большими скоростями, что частицы их (гелия и водорода) преодолевают силу земного притяжения и уходят в межпланетное пространство.

Таким образом, состояние атмосферы характеризуется рядом метеорологических элементов: атмосферным давлением, температурой, влажностью, облачностью, осадками, ветром и т. д. Атмосфера представляет собой подвижную среду.

Запыленность атмосферного воздуха

В атмосферном воздухе содержится пыль. Концентрация ее в нижних слоях атмосферы колеблется от 200 000 пылинок на литр в промышленных центрах и до 10 пылинок на литр в лесу после дождя.

Поведение пылевых частиц в воздухе зависит от их размеров. При диаметре более 10 мкм частицы падают на землю в неподвижном воздухе ускоренно, при диаметре от 0,1 до 10 мкм — с постоянной скоростью, а менее 0,1 мкм находятся в непрерывном беспорядочном движении, обусловленном взаимодействием их с молекулами воздуха.

Концентрация пыли по высотам. Пыль заносится с поверхности земли в атмосферу в результате турбулентных перемещений воздуха при ветре. С увеличением высоты количество пыли в атмосфере уменьшается. Так, в окрестностях Москвы на высоте 100 м концентрация пыли составляет 10 000 частиц на 1 л воздуха, а на высотах 200 и 500 м соответственно 6500 и 4000. Концентрация пыли в нижних слоях атмосферы увеличивается осенью и в начале зимы. Летом сильные восходящие потоки воздуха поднимают пыль из нижних слоев атмосферы в верхние, вследствие чего запыленность нижних слоев уменьшается. Запыленность также уменьшается ночью.

Среднее значение концентрации пыли в атмосфере следующее: над морем — 1 мг/м³, над городами — 3 мг/м³, над промышленными центрами — 5 мг/м³.

После взлета самолетов с полевых аэродромов, не имеющих искусственных покрытий, а также в сухое время года с любых ВПП концентрация пыли достигает 10 г/м³.

Звук, звуковые волны, скорость звука и его характеристики

Важнейшим физическим параметром, характеризующим свойства газа, является скорость распространения в нем звука.

Под звуком понимается специфическое ощущение, вызываемое действием звуковых волн на орган слуха. Ощущение, воспринимаемое человеком как звук, является результатом воздействия на слуховой аппарат колебательных движений окружающей среды (воздуха). Источником звука может быть колебательное движение любого тела: твердого (струна, мембрана и др.), жидкости и газов.

Человеческое ухо способно воспринимать звуковые колебания с частотой от 20 до 20 000 колебаний в секунду (Гц). Вне предела человеческого слуха остаются звуки, частота которых меньше 20 Гц (эти звуки называются **инфразвуками**), и звуки, частота которых превышает 20 000 Гц (эти звуки называются **ультразвуками**).

Колеблющееся тело передает свои колебания прилежащим к его поверхности частицам воздуха, которые, в свою очередь, передают эти колебания соседним частицам. Колебание каждой частицы воздуха происходит около нейтрального положения равновесия, соответствующего положению частицы до начала колебаний.

Звуковая волна. Газ обладает свойством упругости, которое проявляется в том, что всякое возмущение в нем, т. е. местное сжатие, а следовательно, местное повышение давления и плотности, распространяется в виде волны (по сходству этого явления с волной на поверхности воды). Одним из видов таких волн является звуковая волна. Она представляет собой быстро распространяющиеся местные уплотнения и расширения газа, обусловленные изменением его массовой плотности и давления, т. е. волны слабых возмущений воздуха.

Скоростью звука называется скорость распространения звуковой волны, или волны слабых возмущений. Подсчитывают ее обычно по приближенной формуле $a \approx 20 \sqrt{T} \approx 20 \sqrt{273 + t}$.

При $t = 15^\circ \text{C}$ у земли $a \approx 340 \text{ м/с} \approx 1224 \text{ км/ч}$.

С увеличением высоты на каждые 250 м скорость звука уменьшается на 1 м/с.

На высотах более 11 000 м температура принимается постоянной и равной $-56,55^\circ \text{C}$. Следовательно, скорость звука на этих высотах также должна считаться постоянной и равной 295 м/с , т. е. $a \approx 20 \sqrt{273 - 56,5}$. Для вычисления

скорости звука на данной высоте в пределах тропосферы пользуются следующей приближенной формулой:

$$a \approx 340 - \frac{H}{250},$$

где H — высота, м.

С подъемом на высоту температура воздуха и скорость звука уменьшаются, поэтому влияние сжимаемости воздуха на полет самолета на больших высотах сказывается сильнее. Приведем некоторые значения скорости звука при $t = 0^\circ \text{C}$: для азота 337,3, водорода 1300 и воды 1450 м/с. Для твердых тел, которые менее сжимаемы, чем газы, скорость звука еще больше: в дереве скорость звука равна 2800, в стали 5000 и в стекле 5600 м/с.

Дифракция волн. Если на пути распространения звуковых волн находится препятствие, размеры которого малы по сравнению с длиной волны, то волны огибают препятствие. Это явление называется дифракцией волн.

«Звуковая тень». В случае если размеры препятствия сравнимы с длиной волны или больше ее, то препятствие является экраном, за которым образуется «звуковая тень». Это явление используется при ультразвуковой дефектоскопии. При помощи ультразвука обнаруживают несплошности (трещины, пустоты, посторонние включения и др.), размеры которых больше половины длины волны.

Акустический резонанс. Когда частоты собственных колебаний двух тел (камертонов, струн и т. п.) одинаковы и одно из этих тел приведено в колебание и звучит, то начнет звучать (откликаться) и другое тело. Воздушные волны, создаваемые первым телом, своими толчками будут раскачивать второе. Это явление называется акустическим резонансом.

Резонансные колебания также возбуждаются в трубопроводах (газовых, жидкостных), если частота нагнетателя (вентилятора, насоса) такова, что по длине трубопровода укладывается одна или несколько полуволн. Явление резонанса имеет место также в лопатках ГТД, в лопастях воздушных винтов и вентиляторов в тех случаях, когда по длине лопатки или лопасти (от ступицы до края) укладывается четверть звуковой волны.

Отражение и поглощение звука. При достижении звуковой волной препятствия (стены, пола, потолка, перегородки и т. п.) часть энергии отражается, а остальная энергия проходит через преграду и частично поглощается ею (т. е. обращается в тепло за счет работы сил трения в материале преграды), а частично излучается по другую сторону преграды.

Коэффициент звукопоглощения α — это отношение поглощенной энергии $j_{\text{погл}}$ к падающей j , отнесенное к данному материалу или конструкции:

$$\alpha = \frac{j_{\text{погл}}}{j}.$$

Коэффициент звукопоглощения α зависит от вещества, толщины слоя, расстояния до источника звука и экрана (слоя краски, воздухопроницаемой ткани, металла, фанеры и т. п.). Хорошими звукопоглотителями являются материалы с густыми и мелкими открытыми порами: вата, войлок, стекловата, пенопласт и т. д. Эти материалы хорошо поглощают звуки высокой частоты. Для получения хорошего звукопоглощения при понижении частоты необходимо увеличивать толщину поглощающего слоя. Коэффициенты звукопоглощения некоторых материалов в зависимости от частоты приведены в табл. 1.2.

Коэффициент звукоизоляции. В акустике пользуются коэффициентом звукоизоляции σ , который представляет собой отношение уровня звукового давления j_1 , падающего на перегородку, к звуковому давлению j_2 , прошедшему через нее на другую сторону. Коэффициенты звукоизоляции (табл. 1.3), как и уровень звукового давления, выражаются обычно в децибелах (дБ), т. е. принимая, что

$$\sigma = 10 \lg \frac{j_1}{j_2}.$$

Т а б л и ц а 1.2

**Коэффициент звукопоглощения различных материалов
в зависимости от частоты**

Материалы	Частота, Гц					
	125	250	500	1000	2000	4000
Авиационный теплоизоляционный материал:						
АТИМХ-10	0,03	0,03	0,07	0,22	0,35	—
АТИМХ-15	0,03	0,04	0,15	0,43	0,56	—
Войлок технический толщиной 2,5 см	0,09	0,34	0,55	0,66	0,52	0,39
Ковер	—	—	{ 0,2 0,3	—	—	—
Липолеум	0,02	—	0,03	—	0,04	—
Панель сосновая	0,10	0,11	0,10	0,09	0,08	0,11
Переборка деревянная оштукатуренная	0,02	0,03	0,04	0,05	0,03	0,03
Пробковая плита толщиной 2 см, приклеенная к стене	0,08	—	0,08	0,19	0,21	0,22
Стена кирпичная:						
неоштукатуренная	0,02	0,02	0,03	0,04	0,05	0,07
оштукатуренная и окрашенная	0,01	0,01	0,02	0,02	0,02	0,03
Ткань хлопчатобумажная (1 м ²), подвешенная на стене без складок, массой 360 г	0,03	0,04	0,11	0,17	0,24	0,35
То же, массой 500 г	0,04	0,07	0,13	0,22	0,32	0,35

Т а б л и ц а 1.3

**Коэффициент звукоизоляции
некоторых материалов**

Тип перегородки	Коэффициент звукоизоляции, дБ
Алюминиевая	16
Дверь деревянная	20—25
Фанера трехслойная толщиной 3—7 мм	19—21
Дверь стальная толщиной 6,4 мм	35
Окно с одинарной рамой	30
» » двойной »	46
Перегородка деревянная, оштукатуренная	30—50
Стена бетонная, оштукатуренная толщиной 110 мм	42
Стена кирпичная, оштукатуренная толщиной 100 мм	44
Стена кирпичная, оштукатуренная толщиной 200 мм	48

Т а б л и ц а 1.4

**Громкость шумящих тел
и устройств**

Шумящее тело и устройство	Громкость, дБ
Тихий шопот на расстоянии 1,5 м	10
Тиканье часов	20
Обычный разговор	60
Шум оживленной улицы	70
Крик	80
Шум мотоцикла без глушителя	100
Удары молотка о стальную плиту	110
Шум, вызывающий боль в ушах	120
Шум взлетающего самолета с поршневым двигателем	120—115
Шум выхлопа поршневого двигателя	90—100
Шум работающего на номинальном режиме воздушного винта	100—110
Шум взлетающего самолета с ТРД	130—160

Звуки, превышающие 70 дБ, раздражают и утомляют человека. Длительное воздействие громкого шума приводит к нарушению нормальной деятельности центральной нервной системы, в связи с чем понижается производительность труда и память. В табл. 1.4 приводится громкость шумящих тел и устройств.

Тоны и шумы. В акустике различают две основные группы звуков: тоны и шумы. Тон — это звук определенной частоты колебаний, имеющей определенную длину волны. Чем больше частота колебаний, тем выше тон.

Шум складывается из звуков различной частоты и представляет собой непериодические колебания определенной среды.

Характеристики и использование ветра при полетах по маршруту

Характеристики ветра. Ветер характеризуется двумя величинами: направлением и скоростью. Скорость ветра приближенно измеряется по 12-балльной шкале Бофорта или Симпсона (табл. 1.5).

С высотой скорость ветра увеличивается вследствие уменьшения трения молекул газов внутри воздуха и о земную поверхность, может меняться также и направление ветра. На высоте около 2000 м направление ветра может оказаться противоположным направлению ветра у земли.

Использование попутного ветра.

При штормовых циклонах максимальная скорость ветра на больших высотах начиная с высоты 7—8 км может быть очень значительной. Например, на высоте 10—11 км скорость ветра может достигать 400 км/ч, на высоте 15 км — 300 км/ч и на высоте 20 км — 200 км/ч.

Измерение скорости и направления ветра. Для измерения направления и скорости ветра у поверхности земли применяют анемометры и другие специальные приборы, а на высотах — шар-пилоты и специальные радиолокационные установки. Направление ветра измеряется у земли флюгером, а на высоте — шар-пилотом или радиолокатором в градусах (360° — север, 180° — юг). В метеорологии южным ветром называется ветер, дующий с юга на север, восточным — с востока на запад и т. д. (рис. 1.2).

Горизонтальные и вертикальные потоки. Различают горизонтальную и вертикальную составляющие ветра. Последняя всегда значительно меньше, лишь в кучево-дождевых облаках могут наблюдаться вертикальные скорости, достигающие нескольких метров в секунду (до 25—35 м/с). В приземном слое трения (0,5—1 км) ветер в северном полушарии с высотой вначале поворачивает вправо, а выше — в свободной атмосфере — дует вдоль изобар.

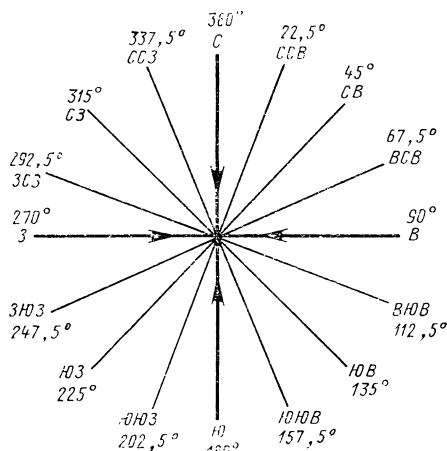


Рис. 1.2. Румбы ветра

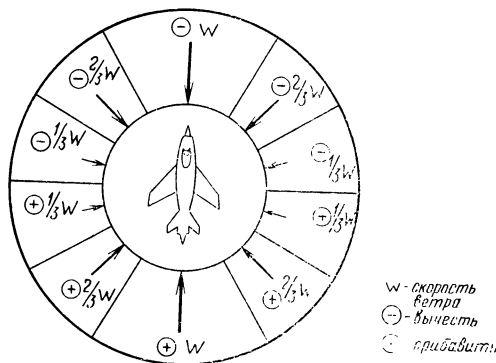


Рис. 1.3. Диаграмма определения влияния направления и скорости ветра на скорость посадки:

W — скорость ветра, м/с; (-) — вычесть; (+) — прибавить

Таблица 1.5

**Сила ветра (характеристика), принятая в СССР
(по шкале Бофорта)**

Сила ветра, баллы	Скорость ветра		Наимено- вание ветра	Бесприборная оценка силы ветра
	м/с	км/ч		
0	0—0,5	0—1,8	Штиль	Дым поднимается вертикально, листья неподвижны, поверхность воды абсолютно гладкая
1	0,6—1,7	1,9—6,1	Тихий	Дым отклоняется, спокойная вода
2	1,8—3,3	6,3—11,8	Легкий	Ветер чувствуется лицом, листья шелестят, флюгер начинает двигаться
3	3,4—5,2	12,0—18,6	Слабый	Листья и тонкие ветки деревьев колышутся, волнение на воде, развертываются легкие флаги
4	5,3—7,4	19,0—26,6	Умерен- ный	Поднимается пыль, качаются тонкие ветки деревьев, выпел растягивается, ровная волна на воде, изредка появляются волны с гребешками
5	7,5—9,8	27,0—35,2	Свежий	Качаются ветки и тонкие стволы деревьев, ветер чувствуется рукой, гребешки видны на каждой волне воды
6	9,9—12,4	36,0—43,6	Сильный	Качаются тонкие ветки деревьев, тонкие деревья гнутся, гудят телефонные провода, гребешки на волнах более длинные (5—10 см), с гребня волн срывается водяная пыль
7	12,5—15,2	45—54,8	Крепкий	Качаются стволы деревьев, гнутся большие ветки, при ходьбе испытывается значительное сопротивление, гребни волн срываются ветром
8	15,3—18,2	55—65,5	Очень крепкий	Ломаются тонкие и сухие сучья деревьев, затруднено движение против ветра, говорить на ветру нельзя, сильное волнение на море
9	18,3—21,5	67—77,5	Шторм	Гнутся большие деревья, небольшие разрушения, ветер срывает колпаки с труб и черепицу с крыш, очень сильное волнение на море
10	21,6—25,1	77,6—90,5	Сильный шторм	Значительные разрушения, ветер валит деревья и вырывает их с корнями, очень сильное волнение на море
11	25,2—20	91—105	Жесткий шторм	Ветер производит большие разрушения: ломает деревья и телеграфные столбы, валит железнодорожные вагоны, сносит крыши
12	30 и более	108 и более	Ураган	Разрушает дома и причиняет другие большие разрушения

Примечание. Шкала Бофорта принята Центральным управлением единой гидрометеорологической службы СССР.

Отрицательные факторы ветра, восходящих и нисходящих потоков и турбулентности, влияющие на полет

Действие ветра при взлете и посадке. Ветер, как правило, затрудняет выполнение взлета и посадки самолета и вертолета. При скорости попутного ветра 5 м/с на взлете со скоростью 200 км/ч длина разбега (в сравнении с взлетом против такого же ветра) увеличивается на 42%, а при скорости взлета 100 км/ч — в 1,8 раза.

При скорости встречного ветра 5 и 10 м/с длина пробега соответственно уменьшается на 20—26 и 38—48%.

При скорости ветра более 15 м/с и с направлением под углом к оси ВПП взлет и посадка самолетов затруднены, а при скорости ветра более 20 м/с они могут оказаться вообще невозможными.

На рис. 1.3 приводится диаграмма влияния ветра на скорость посадки самолета. Знак «—» означает, что для определения скорости посадки с учетом влияния ветра $V_{\text{пос}}$ нужно из скорости посадки в безветренную погоду $V_{\text{пос } 0}$ вычесть величину, стоящую в соответствующем секторе верхней половины диаграммы, а знак «+» — прибавить величину из соответствующего сектора нижней половины диаграммы.

Ветер создает снос самолета и усложняет самолетовождение.

Броски, толчки и тряска. Вызываемая вертикальными потоками и турбулентностью воздуха болтанка проявляется в частых и мелких толчках самолета

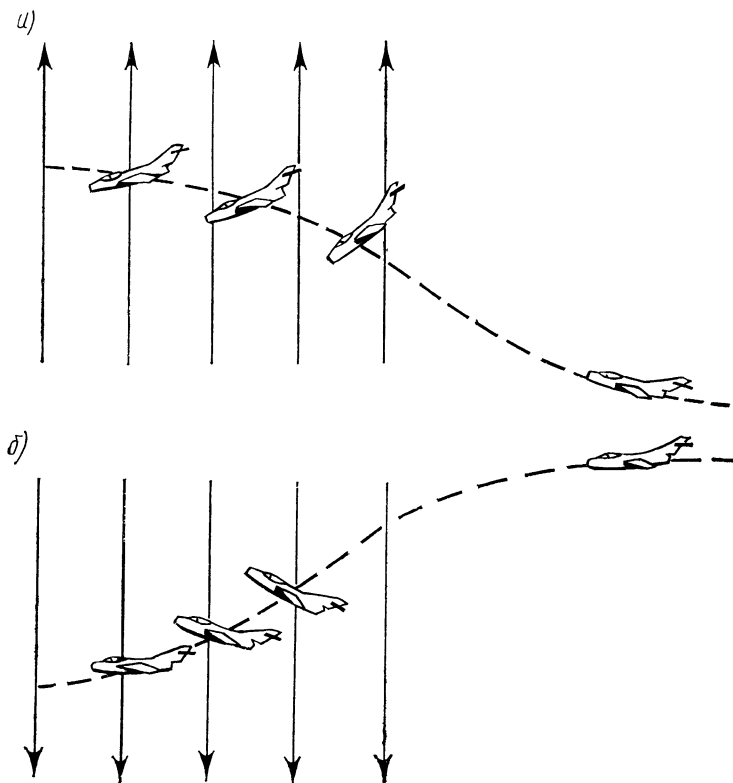


Рис. 1.4. Полет в болтанку в вертикальных потоках воздуха:

а — восходящий поток; *б* — нисходящий поток

с частотой до 30—60 раз в минуту (вблизи района грозы) или в редких и мощных вертикальных бросках на 10—650 м, или в сочетании того и другого. Так, например, при пяти бросках на 1 км пути самолет, летящий со скоростью 240 км/ч, испытывает 20 бросков в минуту, что воспринимается как сильная тряска, а при скорости 720 км/ч — 60 толчков в минуту, т. е. как дрожание или тряска.

Полет в мощных турбулентных потоках воздуха требует особого внимания. При полете в кучево-дождевых облаках при попадании из нисходящего потока в восходящий, где скорость воздуха достигает 20—30 м/с, возможен резкий бросок вверх (до 1000—1800 м); увеличивается подъемная сила на стабилизаторе, в результате чего самолет приобретает тенденцию к пикированию (рис. 1.4, а). При попадании в нисходящий поток воздуха появляется тенденция к кабрированию (рис. 1.4, б).

Кратковременные нагрузки на штурвал достигают 30—80 кгс с частотой до 30 раз в минуту, на педали до 55 кгс, крен до 25°, рыскание по курсу до 6—8°, перегрузки от +4,1 до -2 (в восходящем потоке перегрузка положительная, в нисходящем — отрицательная).

Опасные нагрузки. При полетах в мощной турбулентной среде наступает утомление летчика, вызываемое необходимостью строго следить за поведением самолета и своевременно противодействовать опасным тенденциям; возникает опасность потери управляемости самолета; возможно повреждение и разрушение самолета.

При попадании в болтанку необходимо уменьшить скорость полета на 10—15% от крейсерской. Экипаж должен обязательно пользоваться плечевыми и поясными привязными ремнями.

Катастрофа самолета «Боинг-727». Известен случай катастрофы самолета «Боинг-727», попавшего в сильный восходящий, а затем нисходящий потоки в зоне грозовой деятельности, когда экипаж решил войти в просвет между грозовыми облаками. На высоте 5,5 км самолет попал в гигантский восходящий поток воздуха, который подбросил машину почти на 3 км. При этом значительно увеличился угол атаки. Стремясь сохранить скорость, летчик стал отжимать штурвал от себя. В этот момент самолет попал в не менее сильный нисходящий поток и почти вертикально пошел к земле. На высоте около 2 км летчики предприняли попытку перевести самолет в пологое планирование и в этот момент оторвалось хвостовое оперение.

Действие, параметры и последствие сверхзвукового хлопка самолета

Образователи ударных волн. Полет самолета со сверхзвуковой скоростью сопровождается своеобразным хлопком, который является следствием образования скачков уплотнения и волн разрежения перед носком фюзеляжа, фонарем кабины самолета, в местах стыка крыла и оперения с фюзеляжем. Основные мощные ударные волны образуются носовой частью самолета и крылом (они в полете первыми встречают частицы воздуха) и затем хвостовым оперением. Такие ударные волны называются соответственно головной и хвостовой (рис. 1.5, а). Промежуточные ударные волны или догоняют головную волну и сливаются с ней, или отстают и сливаются с хвостовой.

За головной ударной волной давление воздуха скачкообразно возрастает, становясь больше атмосферного, затем оно плавно уменьшается и становится даже меньше атмосферного, а далее снова скачкообразно восстанавливается до атмосферного в хвостовой волне.

Двойной хлопок. Внезапный перепад давления передается в воздушной среде по направлению, перпендикулярным к поверхности волны. Человек на земле воспринимает этот перепад как сильный хлопок (взрыв). Эпизодически слышится двойной хлопок — результат последовательного воздействия поочередно головной и хвостовой ударных волн.

Исследованиями установлено, что два последовательных звуковых хлопка отчетливо слышны тогда, когда между ними проходит более $\frac{1}{8}$ с. Чем больше длина самолета, тем больше временной интервал между прохождением головной и хвостовой ударных волн. Вот почему от самолета с длинным фюзеляжем четко

воспринимаются два хлопка и наоборот, нечетко разделенный хлопок указывает на то, что самолет имеет небольшие размеры или летит на небольшой высоте.

Шлейф волн. Когда самолет летит с постоянной сверхзвуковой скоростью, хлопок слышен одновременно в различных точках земной поверхности. Если эти точки соединить линией, получится гипербола, образующаяся в результате пересечения конической ударной волны с плоскостью земной поверхности (рис. 1.5, б). Одна гипербола — след головной волны, вторая — хвостовой. Зоны одновременной слышимости хлопка смещаются по земной поверхности, следуя за самолетом в виде своеобразных шлейфов. В то же время непосредственно под самолетом слышится наиболее сильный хлопок, по мере удаления он становится слабее. Человек, услышавший на земле хлопок самолета, летящего, например, на высоте 16 км со скоростью $V > 2a$, не увидит самолета над собой в силу того, что с высоты 16 км звук при средней скорости 320 м/с дойдет до земли через 50—55 с, а самолет за это время пролетит примерно 30 км.

Действие хлопка на сооружения. Для лучшего понимания действия перепада давления на различные сооружения заметим, что избыточное давление $\Delta p = 10$ кгс/м² создает на дверь площадью 2 м² нагрузку в 20 кгс. Маневренный самолет с длиной фюзеляжа 15 м при $M = 1,5$ на высоте $H = 6000$ м создает $\Delta p = 11$ кгс/м². Неманевренный сверхзвуковой самолет весом 70 тс с треугольным крылом при полете на высоте 20 000 м и числе $M=2$ создает $\Delta p=5$ кгс/м², на малых высотах (примерно 5—8 км) перепад возрастает до 12—18 кгс/м². Не секрет, что все сооружения строятся с расчетом на ветровую нагрузку, соответствующую давлению воздуха, движущегося со скоростью более 140 км/ч и создающего на 1 м² стены избыточное давление в 100 кгс, т. е. в 5—7 раз больше хлопка.

Перепад давлений и сравнительные разрушения приведены в табл. 1.6. Если на стену площадью 12 м² при избыточном давлении в 50—150 кгс/м² создается кратковременная нагрузка в 600—1850 кгс, то под действием ее могут разрушиться деревянные постройки. В силу этого над населенной местностью запрещается производить разгон самолета до сверхзвуковой скорости на высоте ниже 9—10 км. Как установлено опытом, хлопок с интенсивность 5 кгс/м² является максимально допустимым, не наносящим вреда населению. Вот почему на сверхзвуковых самолетах с полетными весами 135—175 тс рекомендуется полеты выполнять на высотах 17—25 км, тем самым до минимума снижается воздействие перепада давления.

Сила звукового хлопка зависит от высоты полета, числа M , угла атаки, траектории полета, атмосферного давления на уровне земли и на высоте полета и направления ветра по высотам. Так, например, хлопок от самолета, летящего

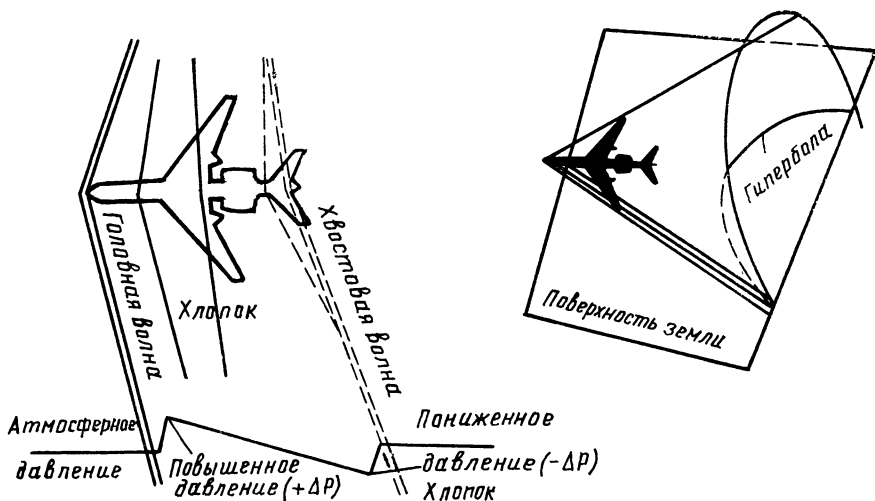


Рис. 1.5. Изменение давления воздуха при хлопке в вертикальной плоскости под самолетом и пересечение конической ударной волны с поверхностью земли

Характеристика воздействия хлопка на различные сооружения

Перепад давления, кгс/м ²	Сравнительная громкость и вызванные разрушения
0,5—1,5	Отдаленный взрыв
1,5—5,0	Ближний взрыв или гром
5,0—15	Весьма ближний и сильный гром (трескаются и вылетают оконные стекла)
15—50	Вылетают большие оконные рамы
50—150	Разрушаются легкие постройки

П р и м е ч а н и я. 1. Ощущение, воспринимаемое человеком как звук, является результатом воздействия на слуховой аппарат колебательного движения воздуха, вызванного, например, движением в нем тела. Смещение каждой частицы воздуха при ее колебании ничтожно мало. Частицы колеблются около своего положения равновесия, которое соответствует их исходному состоянию. Но колебательный процесс распространяется на очень большие расстояния.

Человеческое ухо воспринимает как звук те возмущения, которые передаются с частотой от 16 до 20 000 колебаний в секунду.

2. Скорость звука в газах зависит от температуры. Чем выше температура газа тем менее он сжимается. Нагретый газ обладает большей упругостью и поэтому трудно сжимается. Холодный газ сжимается легче. Например, при температуре —273°С скорость звука равна нулю, а при +15°С скорость звука равна 340,2 м/с или 1225 км/ч.

на высоте 15 км со скоростью 2120 км/ч, слышен на расстоянии до 40 км от трассы полета, а на высоте 11 км ($M = 2$) — на расстоянии 35 км. Если полет происходит на высоте 1,5 км при $M = 1,25$, хлопок слышен в зоне полосы шириной до 8 км.

Снос ветром звукового хлопка. Боковой ветер сносит ударную волну, отчего полоса слышимости смещается по ветру. Заметное влияние на размеры зоны слышимости и громкость хлопка оказывают скорость набора и снижения и угол наклона траектории. Так, при наборе высоты с углом наклона 15° на высоте 5 км хлопок слышен на земле при $M > 1,2$. При снижении с высоты 10—12 км с углом наклона —10° хлопок достигает земли уже при $M = 1,03$.

Воздействие хлопка на пролетающий самолет. Перепад давления в скачке составляет 5—17 кгс/м², и если принять за среднее значение величину 10 кгс/м², то она составляет менее 0,1% давления воздуха у земли ($p = 10\,332 \text{ кгс/м}^2 = 1 \text{ ат}$). Скоростной напор при полете самолета со скоростью 850 км/ч и на высоте 10 км равен около 1 200 кгс/м², т. е. он более чем в 100 раз превышает перепад давления в хлопке, поэтому такой перепад практически не оказывает существенного влияния на самолет в воздухе. На поведение самолета может оказать влияние спутная струя, направленная по линии распространения ударной волны. В результате самолет будет испытывать броски, дрожание, волновые вздрагивания.

2. ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ

Летно-технические коэффициенты

1. Удельная нагрузка на крыло определяется по формуле

$$p = \frac{G}{S} \text{ кгс/м}^2.$$

Этот коэффициент характеризует посадочную скорость $V_{\text{пос}}$, длину взлетной дистанции $L_{\text{взл}}$ и маневренность самолета. Чем больше вес при данной площади крыла (либо чем меньше площадь крыла при данном весе), тем больше

посадочная скорость, длина взлетной дистанции и тем больше радиус и время виража. Увеличение радиуса и времени виража происходит потому, что с увеличением веса возрастает потребная скорость как для горизонтального полета, так и для виража, а с увеличением скорости V возрастает радиус виража.

2. Энерговооруженность (тяговооруженность) определяется по формулам:

$$\mu = \frac{N}{G} \text{ л. с./кгс (для ПД и ТВД); } \mu' = \frac{P}{G} \frac{\text{кгс тяги}}{\text{кгс веса}} \text{ (для ТРД),}$$

где N — мощность двигателя; P — тяга двигателя; G — вес самолета, кгс.

Величина, обратная энерговооруженности, называется **удельной нагрузкой на мощность** $\left(\frac{G}{N} \text{ кгс/л. с.}\right)$ или **удельной нагрузкой на тягу** $\left(\frac{G}{P} \text{ кгс/кгс тяги}\right)$.

Энерговооруженность характеризует время набора высоты t_H , потолок H , а также длину взлетной дистанции $L_{\text{взл.}}$.

Увеличение N и P приводит к увеличению избытка мощности и тяги, что увеличивает вертикальную скорость, скороподъемность и потолок. Такое же влияние оказывает уменьшение веса G . Одновременно увеличение N и P уменьшает длину разбега при взлете самолета. Увеличение энерговооруженности только за счет увеличения мощности (тяги) двигателя приводит, как правило, к увеличению веса самолета, что снижает энерговооруженность.

3. **Удельная мощность (тяга)** определяется по формулам:

$$r = \frac{N}{S} \text{ л. с./м}^2 \text{ (для ПД и ТРД); } r' = \frac{P}{S} \frac{\text{кгс тяги}}{\text{м}^2} \text{ (для ТРД).}$$

Эта величина в основном характеризует максимальную скорость V_{max} , так как увеличение N и P увеличивает V_{max} так же, как и уменьшение S :

$$V_{\text{max } H} = \sqrt[3]{\frac{150\eta_B}{c_x \rho_H} \cdot \frac{N_{\text{max } H}}{S}} \text{ (для ПД и ТВД);}$$

$$V_{\text{max } H} = \sqrt{\frac{2}{c_x S_H} \cdot \frac{P_{\text{max } H}}{S}} \text{ (для ТРД),}$$

где η_B — к. п. д. винта; c_x — коэффициент лобового сопротивления самолета; ρ_H — массовая плотность воздуха на данной высоте.

Разгон самолета при взлете с выдерживанием или набором высоты

Разгон с выдерживанием. Разгон самолета при взлете производят с набором и без набора высоты. В последнем случае разгон называется выдерживанием и под этим понимается полет самолета над ВПП на высоте примерно 1—1,5 м до тех пор, пока самолет не наберет скорость, достаточную для набора высоты. Взлет с выдерживанием характерен для самолетов с малой тяговооруженностью.

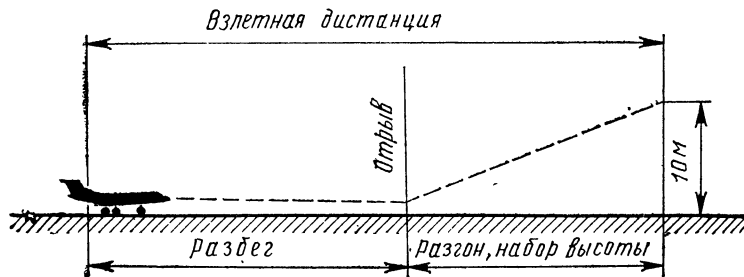


Рис. 1.6. Траектория движения при взлете реактивного самолета с ГТД

Разгон с набором высоты. Если отношение силы тяги к взлетному весу более 0,25, то необходимость в выдерживании отпадает, так как в этом случае тяга оказывается достаточной для того, чтобы после отрыва совершать и разгон и набор высоты одновременно (рис. 1.6).

Сложные условия взлета

К сложным условиям взлета относятся: ограниченные размеры аэродрома; неудовлетворительное состояние поверхности ВПП; горизонтальная видимость менее 1000 м; наличие препятствий вблизи аэродрома; низкое барометрическое давление; попутный или боковой ветер.

Перед взлетом в сложных условиях расчетным путем проверяют значение допустимой взлетной дистанции для данных условий и допустимого взлетного веса самолета. Взлет производят с использованием полной тяги двигателей и только против ветра. Взлет с попутным ветром разрешается лишь в исключительных случаях.

При взлете в сложных условиях для обеспечения безопасности, как правило, используется вся длина ВПП.

Особенности эксплуатации реактивного самолета на взлете

Взлетные качества реактивного самолета значительно ухудшились в связи с возрастанием удельной нагрузки на 1 м^2 крыла $\left(\frac{G}{S}\right)$ и существенным уменьшением $c_{y\text{отр}}$. Кроме того, на длину разбега значительное влияние оказывает температура окружающего воздуха, превышение аэродрома над уровнем моря (давление воздуха), состояние ВПП, а также квалификация летчика, умеющего осуществлять взлет.

Влияние приемистости ГТД. Особенно опасно при ограниченной по длине ВПП и высоких температурах окружающего воздуха начинать разбег с минимальной тягой, так как при этом длина ВПП может оказаться недостаточной для взлета из-за худшей по сравнению с поршневыми двигателями приемистости ГТД. Чтобы этого не произошло, надо, удерживая самолет на тормозах, вывести двигатель (двигатели) на номинальный режим, а затем, отпуская тормоза, начинать разбег, увеличивая обороты до взлетных в процессе разбега.

Значение температуры окружающего воздуха. Необходимо иметь в виду, что с понижением температуры окружающего воздуха тяга ГТД увеличивается, а с повышением уменьшается. Так, изменение температуры от -30 до $+30^\circ \text{C}$ приводит к уменьшению тяги на максимальном режиме до 42—45% и увеличению расхода топлива на 10%.

Летчику, летавшему на севере, где преобладали низкие температуры окружающего воздуха, на юге при относительно высоких температурах тот же самолет покажется «тяжелым», с утомительно долгим разбегом и «вялым» при наборе высоты. У него может даже возникнуть сомнение в исправности двигателя.

Опасность «заброса» на большие углы атаки. Отрыв самолета от земли выполняется плавно, почти незаметным движением ручки (штурвала) управления на себя. При больших ускорениях скорость растет так быстро, что подъемная сила успевает за доли секунды оторвать самолет от земли, при этом не требуется больших перемещений ручки.

Если разбег во второй фазе производился на чрезмерно малом угле атаки, может появиться необходимость заметно переместить ручку (штурвал) на себя. Но перемещать ручку (штурвал) надо плавно, так как есть опасность «заброса» на большие углы.

Небольшой недобор скорости при отрыве означает выход на углы атаки, превышающие рекомендованные, что небезопасно. Отрыв на скорости, существенно меньшей необходимой, грозит не только опасностью сваливания при выходе на $c_{y\text{отр}} \geq c_{y\text{св}}$, но и возможностью повторного касания земли главными колесами.

Для упрощения взлета отрыв осуществляют на скорости больше рекомендованной. Но при этом увеличивается длина разбега и нерационально расходуется ресурс покрышек в результате повышенных нагрузок при больших скоростях движения по земле.

Поведение самолета при нарушении равновесия в процессе движения по земле зависит от его характеристики устойчивости. Если устойчивость мала, то для выполнения маневра требуется выполнять двойные движения ручкой (штурвалом) управления: первое движение для изменения режима, второе для балансировки на новом режиме. В этом случае резкие движения ручкой (штурвалом) могут сопровождаться возникновением колебаний.

Неустойчивый самолет, предоставленный сам себе, уходит от исходного состояния равновесия. Для его балансировки необходимо отклонять руль высоты то в одну, то в другую сторону.

Сход с ВПП во время разбега самолета при боковом ветре

Если разбег происходит при допустимом, но сильном боковом ветре, появляется опасность схода с полосы под действием боковой силы, которая невелика в первой фазе разбега, когда скорость мала, но быстро растет с увеличением скорости. Сойти с ВПП самолету мешает возникающая боковая сила трения, пропорциональная опорной реакции земли. Чтобы ее увеличить, рекомендуется «затянуть» (по скорости на 10 км/ч) подъем переднего колеса, при этом несколько позднее увеличивается подъемная сила и задерживается уменьшение опорной реакции N . Сходу с полосы способствует и тенденция самолета, вызываемая устойчивостью пути, уничтожить скольжение. Кренящий момент, вызванный скольжением, наоборот, усугубляет скольжение. Соотношение этих тенденций изменяется в процессе разбега с изменением скорости, что требует от летчика повышенного внимания и более частого вмешательства в управление для сохранения направления движения.

Примечание. Во всех особых случаях полета, а также при взлете и посадке в первую очередь следует руководствоваться инструкцией по летной эксплуатации соответствующего типа самолета.

Разрушение пневматиков колес на взлете

Признаками разрушения пневматика колеса шасси при пробеге являются: сильная тряска самолета; возникновение разворачивающего момента и крене самолета в сторону разрушившегося пневматика.

Рекомендации. При разрушении пневматика колеса при разбеге (особенно в первой половине) рекомендуется прекратить взлет, выключить двигатель, удерживать самолет от разворота и выпустить тормозной парашют. Если пневматик колеса разрушился перед отрывом, то необходимо продолжать взлет; сразу после отрыва самолета затормозить колеса и шасси не убирать; заход и расчет на посадку выполняются в обычном порядке.

Посадка с разрушенным пневматиком. Посадка производится на ВПП с выключенным двигателем, выпуском тормозного парашюта и нормальным торможением колес после приземления; при этом направление пробега лучше удерживается педалями.

Во избежание возникновения пожара и для уменьшения веса самолета рекомендуется иметь минимальный остаток топлива.

Разрушен обод колеса. В том случае, когда произошло разрушение обода колеса главной ноги шасси, посадку производят на грунтовую ВПП с убранными главными ногами и выпущенной передней ногой шасси (с выпущенным тормозным парашютом). Двигатель выключают перед приземлением, а остаток топлива стремятся иметь минимальный.

Перед приземлением не допускают высокого выравнивания и выдерживания.

Предупреждение потери скорости самолета на взлете и в полете

Вес самолета в горизонтальном полете уравнивается подъемной силой, при вираже — вертикальной составляющей подъемной силы, при подъеме — частично подъемной силой, а частично избыточной тягой двигательной установки.

Искривление траектории полета. Допустим, по какой-либо причине вес окажется не полностью уравновешенным, траектория полета самолета начнет искривляться вниз. В этом случае стараются удержать самолет от снижения увеличением угла атаки крыла. Пока угол атаки мал, сделать это нетрудно. Когда же самолет выходит на критический, а тем более на закритические углы атаки, недостаток подъемной силы восполнить не удастся. Подобное состояние самолета, когда появление недостатка подъемной силы сопровождается выходом на критический угол атаки, называется потерей скорости.

Загиб траектории вниз приводит к увеличению угла атаки, и самолет в силу своей продольной устойчивости опускает нос (стремится сохранить угол атаки), поворачиваясь вслед за траекторией. Оказывается, с помощью руля высоты становится невозможным прекратить потерю высоты при потере скорости.

Поведение самолета при потере скорости. Выход самолета на большие углы атаки сопровождается срывом потока с крыла. При превышении критического угла атаки уменьшается c_y .

Характер срыва потока и степеней падения c_y за критическим углом атаки значительно действуют на поведение самолета при потере скорости. При этом срыв потока может быть симметричным, т. е. одинаковым на левом и правом полукрыле, и несимметричным, при котором на одном из полукрыльев срывом охвачен больший участок верхней поверхности, чем на другом.

При симметричном или близком к нему срыве потока самолет опускает нос и его траектория искривляется вниз. Подобное же поведение наблюдается и при наличии некоторой несимметрии срыва, если срыв не приводит к резкому падению c_y .

При большом несимметричном срыве нарушается поперечное равновесие, что сопровождается сваливанием самолета на крыло.

Предупреждающая тряска самолета. У многих самолетов срыв развивается постепенно, и еще до выхода самолета на критический угол атаки наблюдается тряска. Такие самолеты как бы «предупреждают» летчика о недопустимости дальнейшего увеличения угла атаки.

Скольжение усугубляет сваливание. Большое влияние на поведение самолета оказывает скольжение. При наличии поперечной устойчивости скольжение приводит к накрению в сторону, противоположную скольжению. На больших углах атаки этот эффект значительно усиливается, так как скольжение вызывает срыв потока с полукрыла, противоположного направлению скольжения. Так, например, скольжение на правое полукрыло, вызванное дачей вперед левой педали, приводит к срыву потока на левом полукрыле и сваливанию на это полукрыло. Практикой подтверждается, что срыв потока при скольжении может произойти на углах атаки, значительно меньших, чем срыв при отсутствии скольжения.

Опасность потери скорости заключается в том, что для восстановления скорости требуется значительное время, в течение которого самолет ускоренно снижается. К тому же потеря скорости сопровождается нарушением поперечного равновесия самолета и нередко приводит к сваливанию самолета на крыло и переходу в штопор.

Причинами потери скорости в полете могут быть отказ двигателя и ошибки летчика в пилотировании самолета. Единственный способ сохранить подъемную силу при отказе двигателя — переход на планирование.

В том случае, если отказ двигателя произошел при наборе высоты, то сразу перейти на снижение не удастся, потому что требуется некоторое время для погашения вертикальной скорости подъема. Продолжая подниматься без тяги, самолет теряет скорость, поэтому необходимо ускорить переход на снижение энергичным отклонением вперед ручки (штурвала) управления самолетом, если запас скорости невелик.

Когда скорость самолета в момент отказа двигателя очень сильно превышает минимальную, а высота небольшая, то лучше не спешить с переходом на снижение, а наоборот, набрать высоту за счет излишка скорости, чтобы облегчить выбор места для вынужденной посадки или аварийного покидания самолета.

Недопустим крутой набор без достаточного разгона. Возможен случай, когда скорость при подъеме будет близка к минимальной. Тогда в верхней точке траектории она может стать даже меньше V_{min} и подъемная сила окажется меньше веса. Траектория искривляется вниз, и самолет, стремясь в силу продольной

устойчивости сохранить угол атаки, резко опускает нос и быстро теряет высоту. Если запас высоты достаточно велик, то самолет постепенно наберет скорость, перейдет на нормальное планирование, после чего можно произвести посадку. Однако если двигатель отказал в самом начале подъема, то высоты для выравнивания может не хватить. Вот почему недопустим переход на крутой набор высоты сразу после отрыва от земли без достаточного разгона. Эта ошибка летчика может усугубить последствия возможного отказа двигателя.

Потеря скорости из-за ошибок летчика возможна и с работающим двигателем в следующих случаях:

Резкий «зади́р» самолета в полете. Самолет переходит на подъем с недостатком тяги, что приводит к уменьшению и, наконец, потере скорости. Такая потеря скорости возможна в конце горки. Предупредить ее можно лишь своевременным уменьшением угла атаки и переходом в горизонтальный полет, на снижение или в пологий набор высоты.

Чрезмерное накренение самолета на вираже («перетягивание» ручки). При этом вертикальная составляющая подъемной силы становится недостаточной для уравнивания веса самолета и траектория самолета начинает искривляться вниз с одновременным опусканием носа самолета.

При кратковременном развороте такое положение вполне допустимо и потеря высоты будет незначительной. Однако длительный вираж с излишним креном недопустим. Заметив опускание носа самолета, летчик должен уменьшить крен. Сохранить крен удастся лишь в том случае, если есть возможность повысить c_y за счет увеличения угла атаки. Но при недостаточном запасе c_y летчик может вывести самолет на закритические углы атаки («перетянуть» ручку), т. е. создать положение потери скорости.

Координированное управление. При полете на больших углах атаки нужно исключительно координированно управлять самолетом, чтобы избежать скольжения и преждевременного сваливания на крыло. А если сваливание начинается, то прекратить его наиболее эффективно можно созданием скольжения в сторону сваливания с помощью руля направления. Так, например, сваливание вправо останавливается дачей левой педали. При этом важно вовремя поставить педали нейтрально, чтобы не вызвать сваливания в другую сторону.

Особенности взлета самолета с грунта

Грунтом называется поверхность земли, не имеющая искусственного покрытия. Взлет самолета с грунта внешне — по форме траектории, числу и содержанию этапов — не отличается от взлета с искусственной ВПП, но имеет свои особенности.

Давление в пневматиках. При стоянке самолета под пневматиками шасси, особенно если давление в них большое, грунт деформируется и оседает. При большом давлении пневматики под нагрузкой, действующей на них, деформируются мало, поэтому площадка контакта с грунтом получается небольшой. Уменьшение давления в пневматиках увеличивает их деформацию, а значит, и площадь контакта с грунтом. При одной и той же действующей на данное колесо силе давление на грунт будет больше при большем давлении в пневматике.

Коэффициент трения. Если коэффициент трения при страгивании на бетонной полосе обозначить f_0 , а коэффициент трения при страгивании с грунта f'_0 , то $f'_0 = f_0 + \Delta f$.

Величина добавок к коэффициенту трения при страгивании с грунта Δf зависит от вида и состояния грунтовой полосы. Если для сухого бетона $f_0 = 0,02 \div 0,08$, то для грунтовой полосы с низким травяным покровом, льдом или хорошо укатанным снегом $f_0 = 0,04 \div 0,06$, для слабого снега и гравия $f_0 = 0,1$, а для песчаной полосы, пахоты, грязи $f_0 = 0,3 \div 0,4$.

Расход энергии двигателей. Во время движения по грунту после страгивания нагруженное колесо выдавливает в грунте канавку, на что затрачивается энергия силовой установки. Чем меньше прочность грунта, тем глубже канавка и тем больше энергии тратится на ее выдавливание. Одновременно как и на бетонной полосе деформируется покрывка. Таким образом, энергия силовой установки расходуется на собственное трение, деформацию грунта и покрывки,

а также на непрерывный подъем колеса на высоту глубины канавки. Качение колеса по грунту представляет собой непрерывную цепь подъемов и оседаний, в результате чего и образуется канавка (колея).

Способ, облегчающий взлет. Затраты энергии на трение по грунту, особенно мягкому, значительно больше, чем на трение по искусственной ВПП. Чтобы ее уменьшить, разгружают колесо, что достигается увеличением угла атаки, т. е. подъемной силы. Чем меньше прочность грунта, тем больше рекомендуется угол атаки на взлете (разбеге). При трехколесном шасси увеличить угол атаки можно только во второй половине разбега. В худшем положении оказываются самолеты с велосипедным шасси, у которых весь разбег производится практически в стоячном положении.

Обработка грунта для взлета. Грунт, с которого предстоит взлетать, готовят соответствующим образом. Для этого выравнивают полосу так, чтобы не было волнистости, превышающей 5 см на 1 м длины, а также упрочняют грунт, скашивают высокую траву, дренажируют полосу, обеспечивают быстрый сток влаги после дождя и т. п.

При оценке возможностей данной грунтовой полосы надо учитывать ее назначение для единичного взлета (например, после вынужденной посадки) или для многократных взлетов и посадок. Повторные взлеты и посадки, разрушая структуру почвы, приводят к снижению ее прочности.

Косвенно о прочности грунта можно судить и по колею, оставляемой колесами груженой автомашины.

Механизация крыльев самолетов

Средствами механизации крыла называются устройства, которые дают возможность изменять его аэродинамические характеристики, что позволило существенно улучшить несущие способности крыла на углах атаки, соответствующих режимам полета, взлета и посадки самолета.

Средства механизации различают двух видов по выполняемым ими функциям:

- 1) средства механизации для увеличения несущей способности крыла ($c_y S$);
- 2) средства механизации для увеличения лобового сопротивления крыла (c_x). К ним относятся тормозные щетки, которые применяются для быстрого гашения скорости при горизонтальном полете и сокращении длины пробега после посадки самолета.

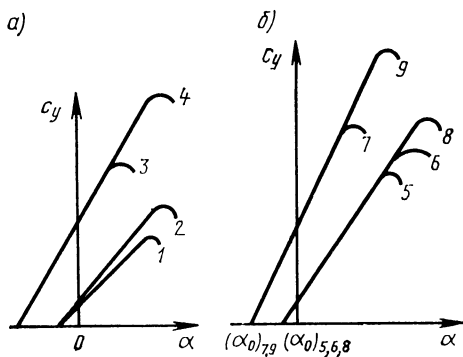
Кроме того, средства механизации крыла различаются по физическому принципу действия: увеличение кривизны профиля; увеличение площади крыла; управление пограничным слоем; управление пограничным слоем с одновременным изменением кривизны профиля или изменение кривизны профиля с одновременным увеличением площади крыла и т. д.

Изменение кривизны профиля достигается применением на крыле закрылков или щитков. При открывании их вниз кривизна профиля возрастает, что влечет за собой увеличение подъемной силы и силы лобового сопротивления крыла, при этом критический угол атаки немного уменьшается (рис. 1.7). При взлете закрылки и щитки отклоняются на $15-20^\circ$, при посадке на $40-50^\circ$.

Рис. 1.7. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ крыла:

a — влияние различных факторов (суммарное); *б* — влияние различных видов механизации;

1 — исходное крыло; 2 — увеличена площадь крыла; 3 — увеличена кривизна; 4 — введено затягивание срыва потока; 5 — крыло без механизации; 6 — концевой предкрылок; 7 — крыло с отклоненным щитком или закрылком; 8 — предкрылок по всему размаху; 9 — совместное применение предкрылка и закрылка



Управление пограничным слоем осуществляется при помощи предкрылка, который в нейтральном положении плотно прижат к носку крыла, а при отклонении образует с носком крыла профилированную щель. Воздушный поток, выходящий из щели, обладая большой скоростью, направленной по касательной к верхней поверхности крыла, смещает точку отрыва пограничного слоя к задней кромке крыла.

Это увеличивает $c_{y\max}$, а также $\alpha_{кр}$. Предкрылок, установленный на концах крыла (концевой предкрылок), используется для улучшения работы элементов на больших углах атаки.

Предкрылки могут управляться летчиком или автоматическими устройствами. В последнем случае выдвижение предкрылка (отвод от носка крыла) происходит под действием аэродинамических сил. При этом на малых углах атаки такие силы прижимают предкрылок к носку крыла, на больших, наоборот, отводят его вперед от носка крыла (рис. 1.8, а, б).

Сдувание пограничного слоя может быть осуществлено струей газа, выпускаемой через щели, расположенные на верхней поверхности крыла.

Отсасывание пограничного слоя дает тот же эффект, что и сдувание его. Сущность этого средства заключается в создании разрежения на верхней поверхности крыла и отсасывании пограничного слоя через щели в обшивке с помощью специальных вентиляторов.

Воздействие систем отсоса и сдува пограничного слоя определяется расходом воздуха (газа) через щель. Увеличивая расход воздуха, можно получить значения $c_{y\max}$ до 5.

Более простыми по конструкции, не требующими применения специальных насосов, получаются системы со сдувом пограничного слоя сжатым воздухом, отбираемым от компрессоров ТРД или из второго контура ДТРД, но при этом потребуются большой секундный расход газа.

Щелевой закрылок (рис. 1.8, в) повышает подъемную силу путем увеличения кривизны профиля и отсасывания пограничного слоя благодаря профилированной щели между крылом и закрылком.

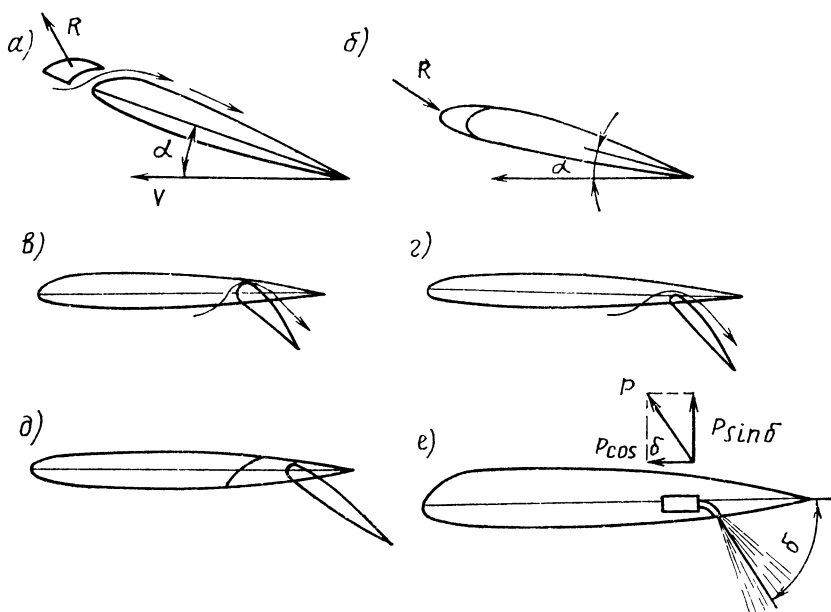


Рис. 1.8. Схематические виды механизации крыла, повышающие c_y :
а и б — схема действия автоматического предкрылка: большой угол атаки (а) и малый угол атаки (б); в — щелевой закрылок с хордой $0,3b$ отклонен на 45° ; г — щиток со скользящей осью вращения с хордой $0,3b$ отклонен на 45° ; д — выдвижной закрылок с хордой $0,3b$ отклонен на 40° ; е — реактивный закрылок

Выходящий из щели с большой скоростью поток воздуха создает разрежение в задней части профиля и, отсасывая пограничный слой, смещает к задней кромке точку отрыва потока от крыла.

Щиток со скользящей осью вращения (рис. 1.8, г) изменяет кривизну профиля и одновременно может увеличивать площадь крыла.

Выдвижной закрылок (рис. 1.8, д) представляет собой профилированное крылышко, расположенное в задней нижней части крыла. Он изменяет кривизну профиля, увеличивает площадь крыла и создает щелевой эффект путем смещения точки отрыва пограничного слоя к задней кромке. Эти закрылки получили наибольшее распространение.

Для повышения качества выдвижных закрылков на них стали устанавливать дефлекторы. Такой вид механизации называют двухщелевыми и многощелевыми выдвижными закрылками.

Для увеличения производительности механизации крыла периодически применяют одновременно предкрылок и закрылок либо предкрылок и выдвижной закрылок.

На острых и тонких крыльях для предотвращения раннего срыва потока отклоняется носок крыла на взлете и посадке (носок отклоняется вниз на $10—15^\circ$). При отклонении носка крыла вниз $c_{y_{\max}}$ увеличивается, а хорда отклоняемого носка составляет около 15% хорды крыла. В связи с тем что отклоняющийся носок дает большое увеличение $\alpha_{кр}$, его стали применять в комбинации с закрылком.

Струйные (реактивные) закрылки представляют собой профилированную щель, расположенную вдоль задней кромки крыла, через которую под некоторым углом δ выходит струя воздуха, отобранного от компрессора реактивного двигателя, или струя выходящих газов ГТД (рис. 1.8, е). Выходящая струя увлекает за собой воздух, обтекающий крыло, и увеличивает скорость его движения. В итоге увеличивается циркуляция потока вокруг профиля и возрастает подъемная сила.

Дополнительную подъемную силу дает вертикальная составляющая реактивной тяги $P \sin \delta$. Соответственно коэффициент подъемной силы крыла с реактивным закрылком $c_{y_{р.з}}$ равен сумме коэффициентов c_{y_1} от действия аэродинамических сил и c_{y_2} от действия тяги.

Величина $c_{y_{\max р.з}}$ может достигать 10—12, значительно улучшая взлетно-посадочные характеристики самолета.

Эффективность закрылков возрастает при увеличении угла отклонения. Однако при больших углах отклонения однощелевых закрылков (более $35—40^\circ$) возникает срыв потока, приводящий к падению c_y и вызывающий тряску закрылков.

В связи с этим на большинстве современных самолетов применяют высокоэффективные двухщелевые и трехщелевые выдвижные закрылки, работающие без срыва потока до углов отклонения $50—60^\circ$.

Закрылки и щитки обычно занимают 60—70% размаха крыла, включая и подфюзеляжную часть крыла, и располагаются между элеронами и фюзеляжем.

Относительная хорда таких средств механизации составляет 25—30% хорды крыла.

Изменение площади крыла. Уменьшая площадь крыла самолета при полете на большой скорости, можно достичь значительного уменьшения $c_x S$ и тем самым увеличения V_{\max} . Увеличивая площадь крыла при посадке, уменьшают $G_{\text{пос}}/S$ и тем самым снижают значение посадочной скорости. Изменение площади крыла в полете может быть выполнено путем изменения размаха или хорды крыла.

Оптимальные углы отклонения взлетных и посадочных закрылков

Анализ взлетных характеристик самолетов и расчеты показывают, что при тяговооруженности 0,4 и выше длина разбега непрерывно уменьшается с увеличением угла отклонения до максимального значения, равного $50—55^\circ$. На самолетах с меньшей тяговооруженностью длина разбега уменьшается при отклонении закрылков только до углов, равных $25—30^\circ$.

Оптимальные углы отклонения закрылков. Для современных самолетов закрылки при взлете отклоняются на $25\text{--}30^\circ$ независимо от тяговооруженности. Отклонения закрылков на углы свыше $25\text{--}30^\circ$ не производятся на самолетах с большой тяговооруженностью. Объясняется это ухудшением разгона самолета после отрыва, понижением эффективности рулей, а также существенным уменьшением подъемной силы после уборки закрылков, что опасно при взлете.

Посадка самолетов с выполненем круга полетов и «с ходу»

Для расчета посадки над аэродромом выполняется стандартный круг полета на высоте $400\text{--}500$ м, при этом скорость полета по кругу для каждого типа самолета указывается в руководстве по летной эксплуатации.

Посадка «с ходу», т. е. без круга над аэродромом, допускается с разрешения руководителя полетов и только тем экипажам, которые хорошо знакомы с данным аэродромом, или в случаях, требующих немедленной посадки.

Элементы управления по кругу. При выполнении круга полетов над аэродромом производится разгерметизация кабин, перед третьим разворотом выпускают шасси, после третьего разворота выпускают взлетно-посадочные щитки (закрылки) на $15\text{--}20^\circ$. Четвертый разворот выполняется со снижением с таким расчетом, чтобы самолет после разворота вышел строго в направлении ВПП на высоте $100\text{--}200$ м. После четвертого разворота производится выпуск взлетно-посадочных закрылков в посадочное положение на $45\text{--}60^\circ$ и уточнение расчета посадки.

При выпуске взлетно-посадочных закрылков происходит ухудшение аэродинамического качества крыла и, следовательно, увеличение угла снижения самолета θ . Однако угол снижения при необходимости уменьшают путем увеличения тяги двигателей, что видно из следующей формулы:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{Q - P}{Y}.$$

Взмывание самолета, причины и исправление

Взмывание самолета при посадке может быть многократным и сопровождается продольным раскачиванием («козел»). Причинами «козла» являются отдача штурвала от себя при взмывании самолета и последующее перемещение его на себя.

Прогрессирующий «козел». В случае когда нарастание подъемной силы после взятия штурвала на себя происходит в момент касания о землю, взмывание может с каждым разом увеличиваться. Такое явление принято называть прогрессирующим «козлом».

С каждым очередным касанием самолета о ВПП скорость его уменьшается, при этом, как правило, происходит сваливание самолета на крыло или поломка шасси.

Исправление этих ошибок для каждого самолета в отдельности имеет свои особенности, однако лучше, если штурвал при взмывании оставить полностью выбранным на себя (летчики шутя говорят «замри», т. е. не перемещай штурвал), иначе при неправильном парировании взмывания можно выйти на прогрессирующий «козел».

Последствия отказа системы выпуска посадочных щитков

Отказ системы выпуска посадочных щитков (закрылков) приводит к увеличению скорости планирования на $40\text{--}50$ км/ч, более пологому планированию, увеличению посадочной скорости, из-за чего длина пробега увеличивается на $25\text{--}30\%$.

Для остановки самолета в пределах ВПП требуется своевременно выпустить тормозной парашют, тормоза колес использовать на полную мощность и при необходимости выключить двигатель.

Уход на второй круг на самолете Як-40

Хорошие характеристики приемистости ДТРД и наличие большого избытка тяги позволяет выполнить уход на второй круг при трех работающих двигателях с выпущенными шасси и закрылками на 35° с любой высоты вплоть до высоты начала выравнивания.

Скорость и пространственное положение. Для ухода на второй круг надо, не уменьшая скорости полета, перевести двигатель на взлетный режим и увеличить скорость до 200—220 км/ч, и на этой скорости плавным движением колонки штурвала на себя перевести самолет в набор высоты, не допуская уменьшения скорости и сохраняя нормальное пространственное положение самолета по курсу и крену.

Последовательность управления. После перевода самолета в набор высоты убирают шасси. Затем на скорости, не менее чем на 20% превышающей скорость сваливания (220—230 км/ч) при $\sigma_z = 0^\circ$ на высоте не менее 50 м над препятствиями, нужно убрать закрылки и продолжать разгон до 300 км/ч и далее установить номинальный режим работы двигателя.

Кабрирующий момент. Перевод двигателей на взлетный режим работы вызывает увеличение кабрирующего момента. Уборка шасси и закрылков также создает дополнительный кабрирующий момент. Для его парирования требуется небольшое отклонение руля высоты вниз.

Взлет и посадка на заснеженных и обледеневших аэродромах

Взлет с ВПП, покрытых гололедом или слоем талого снега, рекомендуется избегать.

Длина разбега самолета при взлете с ВПП, покрытой укатанным снегом, превышает на 15% длину разбега с сухой бетонированной ВПП, если при этом снеговой покров не разрушается на глубину колеи более 40—50 мм. Автоматы растормаживания колес шасси включаются во всех случаях пробеге и руления самолета при скорости не более 40—50 км/ч.

Характеристики взлета и посадки. В таблицах 1.7 и 1.8 представлены данные изменения характеристик взлета и посадки пассажирского самолета в зависимости от состояния поверхности ВПП.

Таблица 1.7

Увеличение длины пробеге самолета в зависимости от состояния ВПП по сравнению с длиной пробеге по сухой бетонированной ВПП

Состояние ВПП	Увеличение длины пробеге, %
Укатанный снег с плотной гладкой поверхностью	40—45
Мерзлый грунт, частично покрытый шероховатым льдом и снегом	Около 20
Мерзлый грунт, покрытый талым снегом толщиной до 20 мм, общей площадью около 80%	Около 30
Гладкий снег	60—70 (остановка самолета с выключенными автоматами растормаживания)

Увеличение дистанции прерванного взлета самолета в зависимости от состояния ВПП по сравнению с дистанцией прерванного взлета с сухой бетонированной ВПП

Состояние ВПП	Увеличение дистанции прерванного взлета, %
Укатанный снег с плотной гладкой поверхностью	55—70
Мерзлый грунт, покрытый талым снегом (слякотью) толщиной до 20 мм, общей площадью 80%	45—55
Гладкий снег	Около 100% (остановка самолета с выключенными автоматами растормаживания)

Примечание. При отказе авиационной техники, если принято решение произвести вынужденную посадку с убраным шасси, рекомендуется производить ее только на грунт. Посадка на бетонную или металлическую ВПП может привести к пожару на самолете и тяжелым последствиям.

Экипажу и пассажирам необходимо туго затянуть привязные ремни и ни в коем случае их не отстегивать до полной посадки и остановки самолета. Надо принять напряженную позу в противоположную сторону удара и оставаться в этом положении до тех пор, пока самолет не остановится.

Приемы уменьшения длины посадочной дистанции самолета

Посадочную дистанцию сокращают в основном за счет длины пробега и в меньшей мере за счет длины участка планирования. Выравнивание и выдерживание требуют вполне определенных скоростей и потому не могут быть существенно сокращены.

Применение механизации крыла. Для сокращения длины участка планирования используют механизацию крыла, которая наряду с увеличением c_x обеспечивает увеличение и c_y . За счет взлетно-посадочных закрылков при отклонении их на $50—60^\circ$ посадочная дистанция сокращается на 20—30%.

Для сокращения длины участка пробега используются торможение колес, тормозные парашюты, отрицательная тяга силовой установки.

Торможение колес является наиболее распространенным способом сокращения длины пробега в 1,2—2 раза. Тормоза включают после опускания колеса передней ноги.

Причины провала эффективности торможения. Максимальная (теоретическая) величина коэффициента трения торможения колес по сухому бетонному покрытию ВПП возможна до 0,45. Однако в действительности эта величина коэффициента трения достигается лишь в том случае, если проскальзывание колес при торможении будет не более 10—20%. Получить указанное проскальзывание затруднительно, а практически оно значительно больше. Например, при полной остановке колес получается 100%-ное скольжение, или юз, при котором коэффициент трения уменьшается на 30—35%, т. е. до величины 0,30—0,32. При последующем растормаживании колес скольжение прекращается, и коэффициент трения резко падает и доходит в среднем до 0,15.

Вредность юза. Явление юза, помимо того, что оно уменьшает коэффициент трения, крайне вредно и в отношении безопасности пробега. При юзе на большой скорости пробега возможны повреждение верхних слоев протектора покрышек, срыв резины с колес и резкий произвольный разворот самолета.

Производительность автомата торможения. Торможение колес главных шасси должно осуществляться таким образом, чтобы при интенсивном уменьше-

нии скорости вращения колес происходило частичное растормаживание их. На большинстве самолетов это растормаживание производится автоматически с помощью автомата торможения. При включенном автомате торможения педали тормозов нажимают полностью до отказа, при этом юз исключается и достигается наиболее эффективное торможение.

При автоматическом торможении иногда имеет место произвольное раскачивание самолета. Для его устранения следует снизить давление в системе тормозов путем уменьшения нажатия педалей.

В гололед и в других случаях сцепление колес с ВПП становится малоэффективным, поэтому требуется применение других способов торможения самолета.

Тормозные парашюты — эффективное средство сокращения длины пробега на 30—35%. Выпускают парашют после приземления самолета и сбрасывают перед началом руления либо при боковом ветре со скоростью до 6—8 м/с после пробега 300—400 м. Тормозные парашюты повышают срок службы покрышек колес в 1,5—2 раза, однако они не могут применяться при боковом ветре более 6—7 м/с и недостаточно эффективны при малых скоростях пробега.

Размеры и формы куполов. Срок службы тормозных парашютов доведен в настоящее время до 50—80 посадок при посадочной скорости 250—300 км/ч.

Размеры купола парашюта зависят от веса самолета, нагрузки на крыло, посадочной скорости, коэффициента сопротивления самого купола, заданного сокращения длины пробега, состояния ВПП и др.

По конструкции тормозные парашюты бывают: одно-, двух- и трехкупольными, по форме — сферическими, круглыми и конусообразными. Изготавливаются они из капрона благодаря его высоким прочностным свойствам.

Отрицательная тяга силовой установки является эффективным и надежным способом сокращения длины пробега. Отрицательную тягу ТВД с ВИШ получают за счет постановки лопастей винта на минусовые углы атаки. У ТРД отрицательная тяга достигается изменением направления истечения газов.

Коэффициент реверсирования. Сила отрицательной тяги ТРД в основном зависит от массы, скорости и величины угла поворота газов, истекающих в обратном направлении.

Эту силу принято оценивать коэффициентом реверсирования σ_0 , который представляет собой отношение получаемой отрицательной тяги к статической тяге ТРД:

$$\sigma_0 = \frac{P_{\text{реверс}}}{P_{\text{ст}}},$$

где $P_{\text{реверс}}$ — величина отрицательной (реверсивной) тяги; $P_{\text{ст}}$ — статическая тяга двигателя.

Для лучших реверсивных устройств коэффициент реверсирования достигает 0,6—0,7.

Сравнительная характеристика. На рис. 1.9, а показан общий характер изменения сил торможения (за единицу принято аэродинамическое сопротивление самолета) при послепосадочном пробеге самолета, а на рис. 1.9, б — зависимость относительной длины пробега от коэффициента трения качения для различных средств торможения применительно к самолету ТУ-104.

При построении графика за единицу принято значение длины пробега при заторможенных колесах и коэффициенте трения качения $f = 0,15$. Из графика следует что:

при коэффициенте трения качения $f = 0,15$ применение парашюта в дополнение к тормозам колес приводит к уменьшению длины пробега на 47%. Применение реверсирования тяги в дополнение к торможению колеса при коэффициенте реверсирования $\sigma_0 = 0,2$ сокращает длину пробега на 50%. С увеличением коэффициента реверсирования до $\sigma_0 = 0,3$ длина пробега уменьшается еще больше;

уменьшение коэффициента трения приводит к увеличению длины пробега, причем при использовании тормозов и парашюта увеличение происходит значительно интенсивнее, чем при использовании тормозов и реверса тяги.

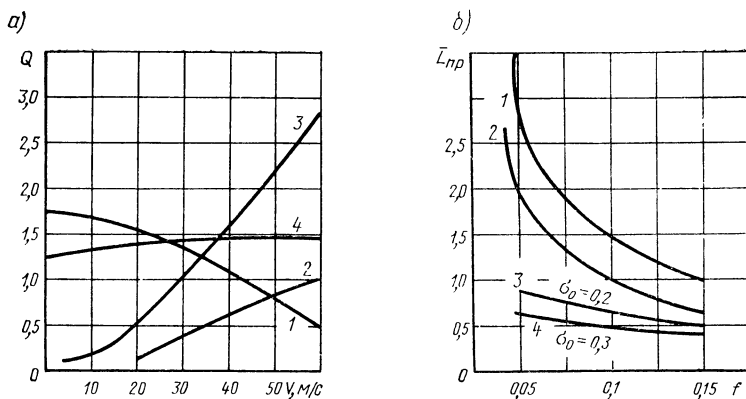


Рис. 1.9. Торможение при пробеге самолета:

- a — характер изменения сил торможения при послепосадочном пробеге самолета:
 1 — сила торможения колес; 2 — аэродинамическое сопротивление самолета;
 3 — сила сопротивления тормозного парашюта; 4 — реверсивная тяга;
 b — сравнение эффективности тормозных устройств:
 1 — только тормоза колес; 2 — тормоза и тормозной парашют; 3 и 4 — тормоза и реверс тяги

Эксплуатационные ограничения. Тормозные парашюты и реверсивные устройства включают в действие не ранее приземления самолета. В настоящее время за рубежом созданы такие устройства, которые позволяют выпускать (открывать) посадочный парашют с высоты 10—15 м.

При включении в действие обычных тормозных парашютов или реверсивных устройств до приземления интенсивное торможение приведет к жесткому приземлению самолета.

Помимо этого, при интенсивном воздействии на самолет сил торможения до приземления могут создаваться такие положения, когда для управления самолетом аэродинамические рули окажутся недостаточными.

Неисправности, приводящие к разворачиванию самолета на пробеге

Это происходит в тех случаях, когда действия тормозов колес шасси не синхронны вследствие того, что неправильно отрегулирован клапан автомата торможения; смяты, разорваны или имеют трещины трубопроводы, подводящие воздух или гидросмесь к тормозным дискам колес; неодинакова величина тормозных моментов колес из-за неправильной установки зазоров между тормозными колодками и рубашкой барабана, замасливания и неравномерной подгонки тормозных колодок; поврежден тормозной диск одного из колес, разрушено феррадо; по-разному заклиниваются тормоза при движении руля направления вследствие неправильной регулировки кинематики тяг управления клапана автомата торможения; пневматики колес главных ног шасси имеют разную накачку воздухом; неодинаково давление воздуха в амортизационных стойках шасси (разная осадка стоек); не учтено влияние бокового ветра.

Действия при отказе системы выпуска шасси самолета

Система выпуска шасси имеет резервирование: одна система — основная, другая — аварийная. При отказе основной системы выпуск шасси осуществляют от аварийной. Операция аварийного выпуска несложная, пользоваться ею приходится редко. Поэтому были случаи неправильных действий в полете, в результате этого при исправной системе шасси не выпускалось.

Рекомендуется на земле периодически проводить тренажи с летным составом по управлению аварийными системами. В случае невыпуска шасси посадку следует производить на фюзеляж на грунтовую ВПП. Для обеспечения безопасности перед приземлением выключают двигатель (двигатели) и перекрывают пожарный кран.

Отказ системы торможения самолета при посадке

Для торможения самолета используются тормоза колес, тормозные парашюты, аэродинамическое сопротивление самолета и другие средства. Отказ системы торможения — неожиданное событие. Об отказе тормозов и тормозного парашюта экипаж узнает не непосредственно перед посадкой, а спустя некоторое время после включения их в действие. Так, например, при отказе тормозного парашюта летчик должен был сразу после приземления использовать тормоза колес на полную мощность, но, не зная об этом и надеясь на тормозной парашют и запас ВПП, он рискует выкатиться за пределы ВПП.

Особые действия. При отказах тормозных устройств рекомендуется выключить двигатель, а при опасности выкатывания самолета за границы ВПП и угрозе безопасности — убрать шасси.

Особенности безопасной посадки с выключенным двигателем

Главным фактором, усложняющим посадку с выключенным двигателем, является большой угол планирования самолета. Последнее характерно для сверхзвуковых самолетов с крыльями малого удлинения и имеющих сравнительно малое эродинамическое качество.

Затруднительное выравнивание. Большой угол планирования (рис. 1.10, а) затрудняет выравнивание: начинать его рекомендуется на большой высоте, в то же время это может привести к ошибкам в оценке высоты, так как она чаще определяется на глаз.

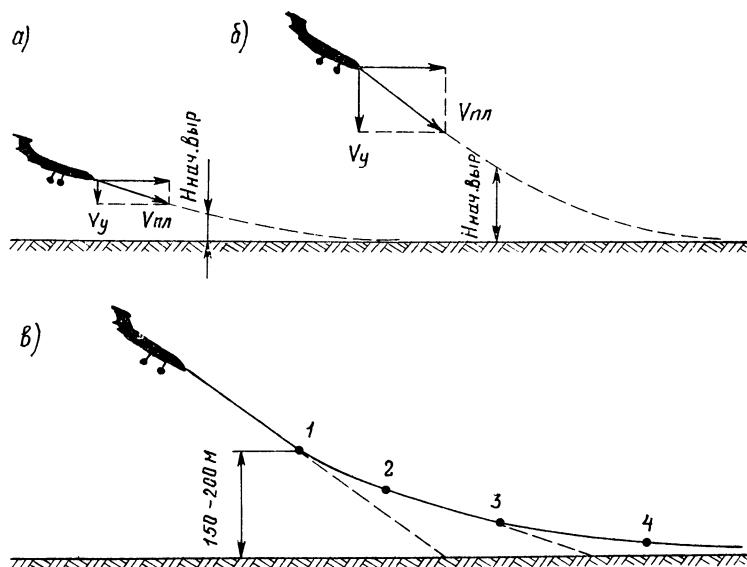


Рис. 1.10. Элементы посадки:

а — планирование и выравнивание с работающим ГТД; б — планирование и выравнивание с выключенным ГТД; в — двойное выравнивание при посадке с неработающим ГТД; 1, 2 — первое выравнивание; 3, 4 — второе выравнивание

Кроме того, даже при правильном ее определении трудно начать выравнивание точно на нужной высоте из-за большой вертикальной скорости.

Нужно помнить, что самолет при длительном выравнивании теряет много скорости. Поэтому при планировании с выключенным двигателем нужно держать более высокую скорость, чем с работающим. Это, в свою очередь, дополнительно увеличивает вертикальную скорость, которая при выпущенном шасси достигает нескольких десятков метров в секунду. Важно сохранять скорость до самого начала выравнивания, так как при быстром снижении остается очень мало времени для восстановления скорости отжатием ручки от себя, если высота менее 1000—1500 м.

Двойное выравнивание. Для облегчения выравнивания применяют так называемое двойное выравнивание (рис. 1.10, в), суть которого заключается в следующем: планируя на повышенной скорости, летчик начинает первое выравнивание на относительно большой высоте, чем это требуется для погашения вертикальной скорости. Затем, уменьшив угол планирования до величины, при которой он привык садиться с работающим двигателем, летчик прекращает выравнивание и выдерживает этот угол, продолжая снижаться. Конечно, при этом скорость непрерывно падает, так как продольная составляющая силы веса меньше сопротивления. Вот для чего и нужен дополнительный запас скорости при планировании.

Скорость планирования. Как показывает опыт посадок на современных сверхзвуковых маневренных самолетах, скорость при планировании с выключенным двигателем должна быть больше обычной на 130—150 км/ч, а начинать первое выравнивание рекомендуется на высоте 120—150 м. Тогда скорость самолета к моменту подхода к земле будет достаточной для выполнения второго выравнивания, которое ничем не отличается от обычного выравнивания, привычного для летчика.

Расчет на посадку при неработающем двигателе иной, чем при работающем. Здесь самолет до первого выравнивания планирует в некоторую точку (рис. 1.10, в). Расстояние от этой точки до другой точки, в которую он планирует при обычной посадке, должно быть заранее известно летчику. Оно определяется опытным путем, так же как и высоты точек маршрута захода на посадку, в которых производятся развороты и выпуск шасси.

После выхода на прямую посадки у летчика есть возможность уточнить расчет выпуском закрылков. Однако закрылки уменьшают аэродинамическое качество, поэтому рекомендуется планировать не выпуская их до тех пор, пока не станет ясно, что расчет произведен с перелетом. Слишком ранний выпуск закрылков может привести к недолету.

Если при посадке получается недолет, то выпускают закрылки после выравнивания, на выдерживании создается некоторый запас подъемной силы (скорости), позволяющий продержаться в воздухе еще несколько десятков метров.

Для приобретения опыта в производстве вынужденной посадки с остановленным двигателем в учебно-тренировочных полетах отказ двигателя имитируют дросселированием с одновременным выпуском тормозов. При этом планирование получается несколько круче, чем при реальном отказе двигателя с убранными тормозами.

Само собой разумеется, что посадка с неработающим двигателем возможна лишь при условии, что отказ двигателя не лишает летчика возможности продолжать управление самолетом. В противном случае летчик должен катапультироваться на безопасной высоте.

Характеристики эксплуатационных ограничений самолета

Ограничения, накладываемые на режим полета самолета, вводятся из условий обеспечения надежного полета и прочности авиационной техники.

Ограничение перегрузки по прочности конструкции. С увеличением аэродинамических сил растут нагрузки на элементы конструкции самолета. Например, с увеличением подъемной силы увеличиваются перерезывающая сила, изгибающий и крутящий моменты, действующие на крыло.

Перегрузка n_y разр. при которой происходит разрушение конструкции самолета, называется разрушающей. Эксплуатировать самолет до разрушающей перегрузки запрещается. В силу этого вводится ограничение по так называемой максимальной эксплуатационной перегрузке $n_y^{\text{э max}}$. Эти две перегрузки связаны между собой следующим соотношением:

$$n_y^{\text{э max}} = \frac{n_y \text{ разр.}}{f},$$

где $f = 1,5 \div 2,0$ — коэффициент запаса прочности.

Следовательно, максимальная эксплуатационная перегрузка в 1,5—2 раза меньше разрушающей.

Для легких самолетов $n_y^{\text{э max}} = 5 \div 8$, для тяжелых $n_y^{\text{э max}} = 2 \div 3$. У самолетов с сильно изменяющимся весом величина $n_y^{\text{э max}}$ зависит от веса. Чем больше вес, тем меньше допускается $n_y^{\text{э max}}$.

Отрицательные перегрузки для большинства самолетов ограничены физиологическими особенностями членов экипажа и условиями работы топливной системы, где при отрицательных перегрузках может прекратиться подача топлива в двигатель.

Ограничение перегрузки по физиологическим особенностям членов экипажа. Сохранение работоспособности членов экипажа зависит от направления, величины, времени действия перегрузок и индивидуальных особенностей человека.

Перегрузка спина — грудь. Легче переносятся перегрузки, действующие в направлении спина — грудь (грудь — спина) в нормальном (рабочем) положении (положительные перегрузки n_x), которые сравнительно невелики и поэтому не ограничиваются.

Перегрузки таз — голова. Перегрузки n_y бывают большими и в зависимости от знака переносятся по-разному. Положительная перегрузка n_y , действующая в направлении таз — голова, воспринимается легче, чем отрицательная, действующая в противоположном направлении.

При полете без противоперегрузочного костюма летчик сохраняет работоспособность, обеспечивающую выполнение задания, если сравнительно длительно действует перегрузка $n_y = 2 \div 4$ и кратковременно $n_y = 5 \div 6$.

Противоперегрузочный костюм позволяет повысить перегрузки до 3—5 в первом случае и до 6—8 во втором. Нежелательно, чтобы отрицательные перегрузки n_y по абсолютной величине были больше единицы.

Ограничение максимальной скорости по скоростному напору вводится из условий обеспечения прочности самолета. Здесь аэродинамические силы и нагрузки на конструкцию пропорциональны скоростному напору. С увеличением скоростного напора возрастают силы, действующие на отдельные элементы конструкции: обшивку крыла, фюзеляжа, фонарь и могут их деформировать, а также изменить характеристики устойчивости и управляемости.

Допустимый скоростной напор. Ограничение на скоростной напор может быть наложено по прочности двигателя и его входного устройства. Для самолетов каждого типа устанавливается величина максимально допустимого скоростного напора q_{max} . В зависимости от назначения самолета она может быть от 2 000 до 10 000 кгс/м².

Предельная скорость. Постоянство скоростного напора примерно означает постоянство приборной скорости. У земли приборная скорость равна истинной скорости. С увеличением высоты полета истинная предельная скорость $V_{\text{пред}}$, соответствующая q_{max} ,[†] растет. Так как $q_{\text{max}} = \frac{\rho V_{\text{пред}}^2}{2}$, то

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2q_{\text{max}}}{\rho}}.$$

Ограничение максимальной скорости из условий полета в болтанку. Полет в неспокойной атмосфере, особенно при вертикальных порывах, сопровождается изменяющимися аэродинамическими нагрузками. Дополнительные нагрузки от

порывов воздуха могут быть настолько большими, что самолет разрушается или на нем появляются остаточные деформации. Чем больше скорость полета самолета, тем значительнее при прочих равных условиях дополнительные аэродинамические нагрузки при полете в болтанку.

Следовательно, необходимо установить предельную скорость полета, $V_{\text{пред. болт}}$, при которой в случае попадания самолета в вертикальный поток воздуха заданной интенсивности перегрузка не превысит максимальную эксплуатационную. Она определяется по следующей формуле:

$$V_{\text{пред. болт}} = \frac{2G(n_y^{\text{max}} - 1)}{c_y S \rho W},$$

где W — вертикальная скорость потока.

Ограничение максимальной скорости по числу M полета может быть вызвано тремя обстоятельствами:

Устойчивостью и управляемостью самолета. Чтобы характеристики устойчивости и управляемости не выходили за установленные нормы, накладывается ограничение на максимальную скорость по числу M полета (рис. 1.11); при этом причины ограничений для каждого самолета свои. Например, у одного самолета предельное число M полета может быть ограничено затягиванием в пикирование, у другого падением путевой устойчивости.

Условиями работы двигателя. Входное устройство двигателя и компрессор рассчитываются на нормальные условия работы до определенного числа M полета.

Аэродинамическим нагревом. В связи с тем что конструктивные материалы сохраняют свои прочностные свойства до определенной температуры, то длительный полет с большим числом M в плотных слоях атмосферы ограничен в зависимости от материалов, из которых выполнен самолет, допустимой температурой.

Ограничение минимальной скорости. Уменьшение скорости полета сопровождается падением скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$. Так как аэродинамические силы пропорциональны скоростному напору, то для поддержания, например, необходимой подъемной силы следует увеличивать угол атаки. Чем меньше скорость полета, тем больший требуется угол атаки. Таким образом, полет с малой скоростью при условии сохранения той же подъемной силы происходит с большими углами атаки, что является опасным, так как может привести к сваливанию самолета на крыло. Поэтому на минимальную скорость накладывается ограничение. Кроме того, при малой скорости полета снижается эффективность органов управления, что ухудшает управляемость самолета.

Минимальная допустимая скорость полета, соответствующая полету с коэффициентом $c_{y\text{доп}}$, определяется по формуле

$$V_{\text{min доп}} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y\text{доп}}}}.$$

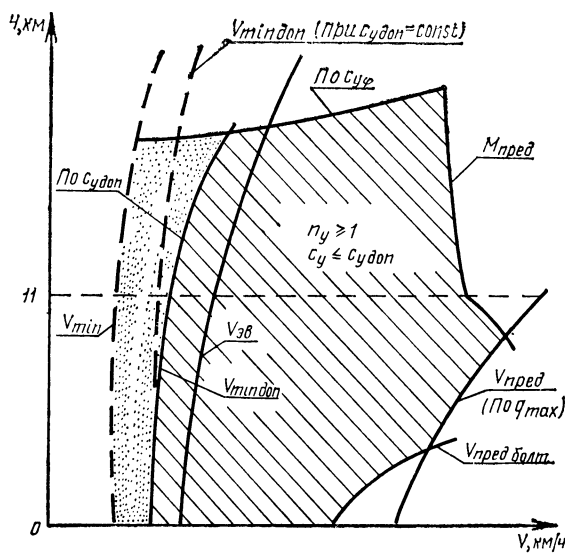


Рис. 1.11. Ограничения скорости полета

Эта скорость больше минимальной. В качестве *судоп* принимается такой коэффициент подъемной силы, при котором начинается тряска самолета. Если после возникновения тряски продолжать увеличивать угол атаки, то интенсивность тряски будет возрастать, и при определенном угле атаки произойдет сваливание самолета.

Как видно из формулы, минимальная допустимая скорость зависит от нагрузки на крыло G/S , высоты (ρ) и величины *судоп*.

Эволютивная скорость — минимальная скорость, позволяющая выполнять маневры. Эта скорость устанавливается для каждого вида маневра. Обычно она больше минимально допустимой скорости и дается в виде приборной скорости.

Введение эволютивной скорости обусловлено тем, что, во-первых, для правильного выполнения маневров требуются перегрузки, обычно больше единицы на тех участках, где скорость мала; во-вторых, должен быть запас скорости, учитывающий различие в пилотировании (квалификации) отдельными летчиками; в-третьих, необходимо обеспечить достаточную управляемость самолета. Иногда указывается единая эволютивная скорость самолета независимо от вида маневра, но истинное значение ее увеличивается с увеличением высоты.

Правила полета в грозу

Гроза — атмосферное явление, связанное с образованием кучево-дождевых облаков и электрических разрядов (молний), сопровождающихся сильным громом и выпадением обильных ливневых осадков.

При вынужденном попадании в грозовые облака рекомендуется выполнять следующие правила:

- немедленно выйти из грозовых облаков;

- отключить автопилот;

- установить мощность двигателей, обеспечивающую безопасную скорость полета в условиях турбулентности и обледенения, и установить триммер в положение горизонтального полета;

- проверить работу и показания пилотажных приборов и заметить положение выключателя вакуум-насоса;

- проверить, включается ли противообледенительное оборудование и обогреватели карбюраторов, включить подогрев трубки ПВД;

- застегнуть поясные и плечевые привязные ремни и закрепить все свободные предметы в самолете;

- выключить радиооборудование;

- ночью включить полностью освещение кабины (чтобы уменьшить до минимума ослепляющий блеск молний, рекомендуется пользоваться темными очками);

- летчик все внимание должен сосредоточить на управлении и удержании самолета в горизонтальном положении;

- не разрешается делать резких исправлений высоты полета, действия рулями должны быть энергичными, но не резкими, так как они вызывают дополнительные нагрузки;

- руководствоваться инструкцией по летной эксплуатации данного типа самолета.

Полет в болтанку и дополнительные перегрузки

Термические потоки воздуха. В полетах, особенно летом, самолет сталкивается с явлением болтанки, вызываемой турбулентностью атмосферы. Более ощутимая болтанка наблюдается в нижних слоях тропосферы до высоты 3,5 км вследствие неравномерного нагрева поверхности земли, создающего термические потоки воздуха (рис. 1.12). При этом перепад температуры на километр высоты больше стандартного ($> 6,5^\circ \text{C}$).

Болтанка на средних и больших высотах. На средних высотах (рис. 1.13) болтанка возможна на границах холодных и теплых фронтов, а также в кучевой и мощно-кучевой облачности.

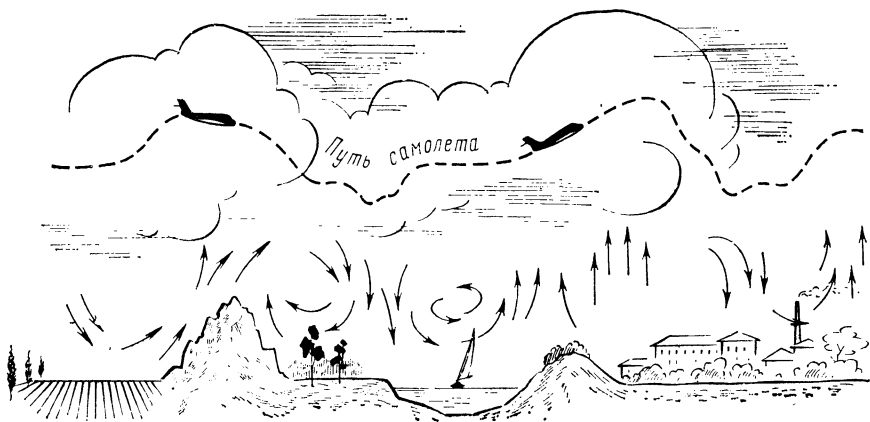


Рис. 1.12. Влияние термических потоков воздуха на создание болтанки самолета

На больших высотах (вблизи тропопаузы) наблюдаются горизонтальные струйные течения воздушных масс с различными скоростями по высоте, часто вызывающие болтанку при наборе высоты.

Струйные течения воздуха имеют ширину от 200 до 2500 м, длину до нескольких сотен километров и распространяются на высотах от 6—7 до 15—18 км со скоростями 100—300—500 км/ч и более.

Интенсивность болтанки σ характеризуется перегрузкой (средний период действия перегрузки в болтанку составляет 0,5—1,5 с при скорости полета 500—800 км/ч) и величина ее определяется принятой шкалой оценки интенсивности болтанки, табл. 1.9.

Маневренные и болтаночные перегрузки. Перегрузки, испытываемые при полете в турбулентной атмосфере, подразделяются на болтаночные, возникающие от внешних возмущений, и маневренные, зависящие от характера пилотирования самолета летчиком. Суммарная перегрузка n_{Σ} равна:

$$n_{\Sigma} = n_y^M + n_y^{\sigma},$$

где n_y^M — маневренная перегрузка; n_y^{σ} — изменение перегрузки, вызванное болтанкой.

Из формулы следует, что при пилотировании самолета в турбулентной атмосфере необходимо по возможности избегать маневренных перегрузок и перегрузок от внешних возмущений в целях уменьшения суммарных перегрузок.

Оптимальное управление. Управлять самолетом можно вручную или с помощью автопилота. При пилотировании самолета вручную для снижения маневренной составляющей перегрузки рекомендуется отклонять рули плавно и по возможности на меньший угол, т. е. не реагировать на болтанку с малыми периодами, а исправлять скорость, высоту и угол крена только тогда, когда они достигнут заметных для летчика значений. В отдельных случаях, когда самолет значительно изменяет свое положение в пространстве под действием порыва ветра, необходимо энергичное вмешательство летчика в управление.

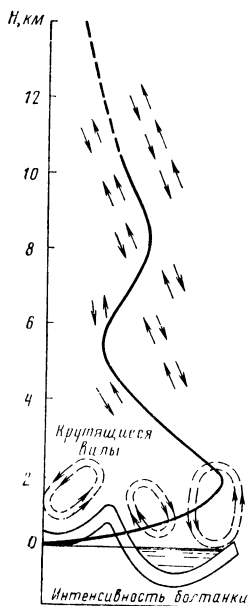


Рис. 1.13. Зависимость интенсивности болтанки от высоты

Шкала оценки интенсивности болтанки

Обозначение	Оцен-ка, баллы	Характеристика болтанки	Описание поведения самолета	Величина перегрузки
σ^1	1	Слабая	Самолет слегка покачивает. Слабые отдельные толчки	$0,8 \leq n_y \leq 1,2;$ $(\Delta n_y) \leq 0,2$
σ^2	2	Умеренная	Покачивание усиливается. Толчки более частые и сильные	$0,5 \leq n_y \leq 1,5;$ $(\Delta n_y) \leq 0,5$
σ^3	3	Сильная	Самолет иногда «проваливается». Сильные толчки. Членов экипажа то прижимает к сиденьям, то подбрасывает	$0 \leq n_y \leq 2;$ $(\Delta n_y) \leq 1$
σ^4	4	Штормовая	Самолет непрерывно бросает. Членов экипажа сильно прижимает к сиденьям или отрывает от них	$n_y < 0; n_y > 2;$ $(n_y) > 1$

Использование автопилота при слабой, умеренной и сильной болтанке приводит к снижению динамических нагрузжений конструкции самолета и уменьшает вероятность выхода на закритические углы атаки (в режиме сваливания) по сравнению с ручным управлением. Возможность пилотирования самолета с помощью автопилота в условиях штормовой болтанки пока что недостаточно изучена. В длительных маршрутных полетах в болтанку рекомендуется использовать автопилот без коррекции по высоте.

Современные автопилоты осуществляют управление самолетом при помощи трех стабилизаторов (каналов): канала тангажа (продольная стабилизация), управляющего рулем высоты, канала курса (курсовая стабилизация), управляющего рулем направления, и канала крена (поперечная стабилизация), управляющего элеронами. Каналы могут быть как изолированными, так и взаимосвязанными. В основу работы каждого канала положена электрическая мостиковая схема.

Определения и параметры равновесия, устойчивости и управляемости самолета

Оси самолета. При рассмотрении равновесия, устойчивости и управляемости самолета применяют систему связанных с самолетом осей координат. Началом координат считают центр тяжести (ц. т.) самолета и каждую координатную ось называют осью самолета.

Направление осей координат показаны на рис. 1.14:

Ox — продольная ось, лежит в плоскости симметрии самолета и направлена к носу фюзеляжа;

Oy — нормальная (путевая) ось, лежит в плоскости симметрии, перпендикулярна продольной оси, направлена вверх;

Oz — поперечная ось, перпендикулярна осям Ox и Oy , направлена вдоль размаха правого полукрыла.

Моменты сил M_z , M_x , M_y .

В полете на самолет действует система аэродинамических сил, которые создают моменты относительно центра тяжести самолета.

Всю систему сил заменяют одной равнодействующей силой, приложенной в ЦТ самолета, добавив момент этих сил относительно ц.т. самолета. Равнодействующую силу и приложенный момент представляют в виде составляющих сил X , Y , Z , направленных по осям самолета, и составляющих моментов относительно осей.

Продольным моментом, или моментом тангажа M_x , называется момент, вращающий самолет относительно оси Oz . Продольный момент, увеличивающий угол атаки, называется кабрирующим моментом и, наоборот, момент, уменьшающий угол атаки, называется пикрующим.

Поперечным, или кренящим моментом M_y , называется момент, вращающий самолет относительно оси Ox .

Путевым моментом, или моментом рысканья M_z называется момент, вращающий самолет относительно оси Oy .

Правило штопора. Положительное направление вращения самолета относительно оси определяется по правилу штопора, ввинчиваемого по положительному положению взятой оси.

Поведение самолета в полете определяется соотношением сил и моментов, действующих на самолет. При установившемся движении все моменты сил, действующих на самолет, взаимно уравновешены. Однако в полете под воздействием различных причин возникают следующие дополнительные моменты.

Моменты, вызванные действиями пилота. К ним относятся моменты, возникающие в результате отклонения органов управления, закрылков, выпуска или уборки шасси, изменения режима работы двигателей, изменения центровки самолета и т. п.

Аэродинамические статические моменты возникают за счет изменения угла атаки или угла скольжения вследствие нарушения равновесия самолета под воздействием возмущения (порывы воздуха, отклонения рулей и др.).

Стабилизирующим называется статический продольный момент, возникающий при изменении угла атаки и стремящийся вернуть самолет к исходному углу атаки.

Дестабилизирующим называется момент, если самолет под его действием стремится уйти дальше от исходного угла атаки.

Вращательные моменты. Они возникают и действуют только в процессе вращения самолета. По своему происхождению вращательные моменты бывают аэродинамические и неаэродинамические.

К аэродинамическим вращательным относятся моменты, возникающие при вращении самолета относительно данной оси. Такие моменты стремятся или погасить возникшее вращение (демпфирующие, или гасящие моменты), либо ускорить вызвавшее их вращение (моменты авторотации, или самовращения).

К неаэродинамическим вращательным моментам относятся моменты инерционных сил и гироскопические.

Равновесие. Равновесием самолета в полете называется такое его состояние, при котором центр тяжести самолета движется прямолинейно и равномерно и самолет не вращается вокруг своих осей.

Главным условием равновесия в полете является уравновешенность сил, действующих на самолет (т. е. алгебраическая сумма всех сил, действующих на самолет, равняется нулю). Вторым условием равновесия является взаимная уравновешенность моментов сил относительно его осей. Совокупность этих двух условий обеспечивает прямолинейный и равномерный полет самолета без вращения.

Балансировкой самолета называется уравнивание моментов всех сил, действующих на самолет, относительно его центра тяжести. В аэродинамике различают три вида равновесия моментов (балансировки самолета) соответственно трем осям:

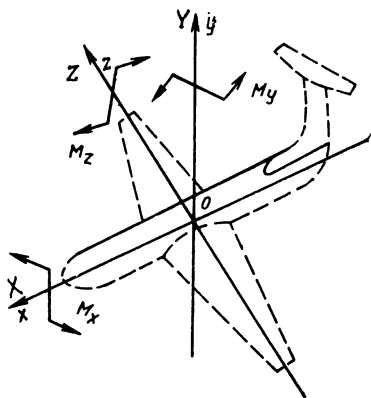


Рис. 1.14. Оси самолета, силы и моменты относительно осей

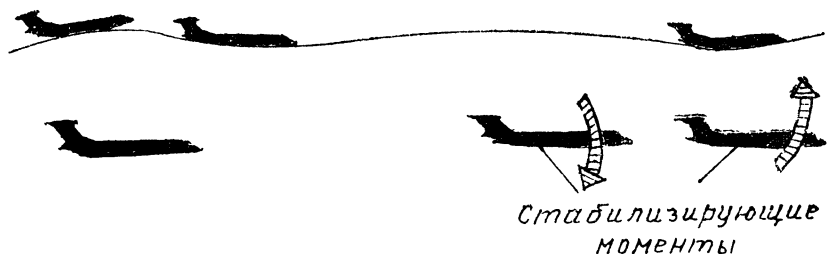


Рис. 1.15. Поведение динамически устойчивого самолета (внизу показаны стабилизирующие моменты, обеспечивающие статическую устойчивость)

относительно оси Oz — продольное равновесие; относительно оси Oy — путевое равновесие; относительно оси Ox — поперечное равновесие.

Совокупность путевого и поперечного равновесий называется **боковым равновесием** самолета.

Устойчивость — способность самолета возвращаться к заданному режиму полета после прекращения действия сил, вызвавших отклонение самолета от этого режима.

В аэродинамике различают статическую и динамическую устойчивости самолета.

Статическая устойчивость — это наличие у самолета стремления возвращаться к исходному положению сразу же после прекращения действия возмущения. При исследовании статической устойчивости самолета рассматривают, каково движение самолета в первый момент после прекращения действия возмущения и при этом изучают поведение самолета без вмешательства пилота.

Динамическая устойчивость — это способность самолета, находясь в состоянии возмущенного движения, без вмешательства пилота возвращаться к исходному невозмущенному режиму полета через некоторое время после прекращения действия возмущения. Устойчивость движения, с точки зрения ее физической проявляемости, наиболее полно выражается динамической устойчивостью и поэтому ее принято называть **действительной устойчивостью**.

На рис. 1.15 показан пример динамической устойчивости, а на рис. 1.16 — динамической неустойчивости. В первом случае возмущенное движение имеет характер затухающих колебаний, а во втором — все более усиливающегося аperiodического возрастания или уменьшения угла тангажа и уменьшения или нарастания скорости.

Статически нейтральным называется самолет, если при отклонении от состояния равновесия не возникают ни стабилизирующие, ни дестабилизирующие моменты.

Боковая устойчивость. Так же как и равновесие, можно рассматривать устойчивость продольную, путевую и поперечную. Однако ввиду того что скольжение создает одновременно и путевой и поперечный статические моменты, путевую и поперечную устойчивость часто рассматривают совместно, объединяя их термином **боковая устойчивость**.

При наличии у самолета устойчивости от пилота требуется меньшего напряжения внимания, повышается безопасность полета, а также достигается более точное пилотирование.

Управляемость. Управляемостью самолета называется его способность изменять свое положение в пространстве в нужном направлении при отклонении рычагов управления летчиком. Управление самолетом в этом смысле имеет целью заставить самолет выйти из одного режима полета и перейти в другой.

Рули самолета имеют двойное назначение: они служат для балансировки (уравновешивания) моментов на определенных режимах полета и для временного нарушения балансировки с целью перевода самолета из одного режима полета в другой или выполнения неустановившихся маневров. Соответственно этому управляемость подразделяют на статическую и динамическую.

Статическая управляемость самолета характеризуется отклонениями органов управления (штурвала, ручки, педалей, рулей) и усилиями, прикладываемыми летчиком при балансировке самолета в различных установившихся режимах полета.

Статическая устойчивость тесно связана со статической управляемостью. Если самолет статически устойчив, то при изменении режима появляется стабилизирующий момент, который должен быть уравновешен рулевым моментом. Если самолет устойчив на всем диапазоне возможного изменения режима, то чем сильнее изменен режим, тем больше стабилизирующий момент и для отклонения соответствующих рулей управления требуется прикладывать большие усилия.

Динамическая управляемость оценивается отклонениями органов управления и усилиями летчика, потребными для выполнения неустановившихся маневров и переходов с одного режима полета на другой, а также характером короткопериодического возмущенного движения самолета при этих переходах.

Очень часто в полете приходится незначительно изменять угол тангажа или делать довороты. В этих случаях летчик изменяет угол атаки или скольжения на короткое время, после чего восстанавливает примерно прежнее их значение. Следовательно, внесение угловых поправок должно выполняться двойными движениями органов управления независимо от степени устойчивости и демпфирования. Выдержка между прямым и обратным движениями ручки (штурвала, педалей) определяется угловой скоростью поворота траектории, которая зависит от перегрузки и скорости полета.

У хорошо управляемого самолета должно быть: легкое управление, т. е. приемлемые для летчика величины усилий на ручке и педалях при выполнении эволюций; запас рулей — неиспользуемый угол их отклонения сверх потребного для совершения различных эволюций;

свойство обеспечивать чувство управления летчиком: отклонения ручки или педалей и усилия, ощущаемые летчиком, должны быть естественными и позволять ему судить о режиме полета и его изменениях;

отсутствие запаздывания на отклонение органа управления; точность реагирования на действия рулями: самолет должен точно выполнять желаемое летчиком или заданное движение.

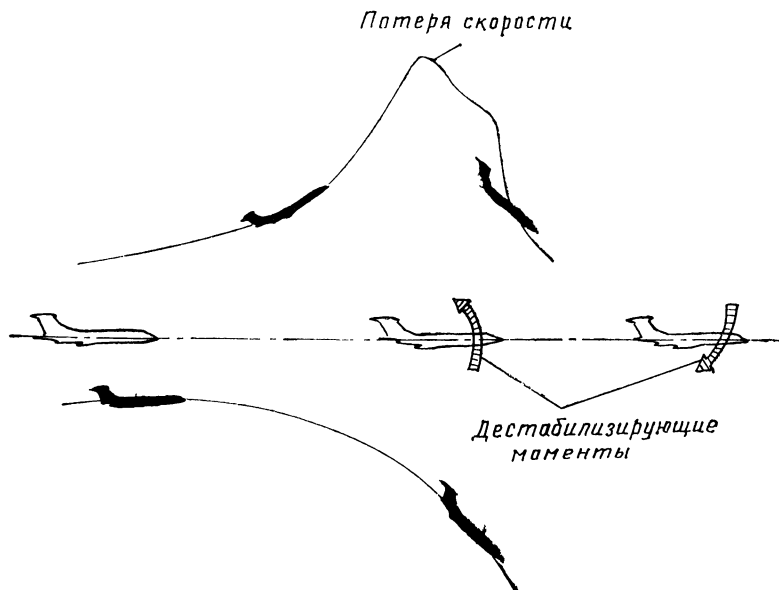


Рис. 1.16. Примеры динамической неустойчивости (апериодической)

Последние два свойства относятся к динамической управляемости, а остальные к статической и динамической.

Способы облегчения управления аэродинамическими рулями:

уменьшение шарнирных моментов за счет использования аэродинамической компенсации;

применение вспомогательных устройств (бустеров), воспринимающих вместо летчика частично или полностью шарниры (моменты) за счет постороннего источника энергии.

Вредные косвенные явления, сопутствующие действию рулей

Вращение самолета рулем высоты относительно оси z , элеронами вокруг оси x и рулем направления вокруг оси y представляет собой прямое действие рулей, соответствующее назначению каждого из них. Помимо этого наблюдается и косвенное явление, сопутствующее действию рулей. Так, например, накренение при действии рулем направления, рысканье при отклонении элеронов или руля высоты, кабрирование или зарывание самолета при разворотах и т. п.

Косвенное действие рулей иногда используется летчиком, однако в большинстве случаев оно приносит вред точности управления и усложняет технику пилотирования.

Заворачивание самолета при накренении. При отклонении элеронов у самолета возникает стремление завернуть в сторону опущенного элерона (в сторону, противоположную кренению). Причиной является вращение самолета вокруг оси x , которое увеличивает углы атаки у опускающегося полукрыла и уменьшает у поднимающегося. При дозвуковом обтекании увеличение угла атаки повышает подсазывающую силу, действующую на переднюю часть крыла и направленную вперед, а уменьшение угла атаки понижает эту силу. В итоге создается заворачивающий момент в сторону поднимающегося полукрыла.

Накренение при отклонении руля направления. Самолет накрывается в сторону отклоненного руля. Накренение возможно лишь при наличии поперечной устойчивости, так как вызывается моментом крена от скольжения, создаваемого рулем направления.

Такое явление используется для поперечного управления на больших углах атаки, когда эффективность элеронов недостаточна и к тому же ослабляется вредным заворачиванием.

В том случае, если самолет поперечно неустойчив, то при отклонении руля направления получается обратная реакция по крену, т. е. накренение в сторону, обратную отклонению руля. Поперечная неустойчивость возможна у самолетов со стреловидными крыльями.

Заворачивание самолета при действии рулем высоты (гироскопический эффект). Отклонение руля высоты может вызвать поворот самолета вправо или влево. Причина состоит в гироскопическом эффекте, связанном с изменением направления оси ротора ГТД при вращении самолета вокруг оси Oz .

Например, на самолете с левым вращением ротора ГТД летчик взял ручку на себя и создал вращение в сторону кабрирования. Немедленно при подъеме носа и левом вращении ротора ГТД возникнет момент, разворачивающий самолет влево. Опускание носа при левом вращении ротора вызовет заворачивание вправо. При правом вращении ротора ГТД моменты получаются противоположного направления. Заворачивание парируется отклонением педалей.

Подъем или опускание носа при действии рулем направления также происходит из-за гироскопического эффекта ГТД. При левом вращении ротора ГТД вращение самолета совершается вокруг оси Oy влево и создает пикирующий момент, отклонение правой педали — кабрирующий момент. При правом вращении ротора ГТД моменты получаются противоположного знака.

Продольное вращение при накренении самолета элеронами. Подобное явление связано с разномом масс вдоль фюзеляжа (рис. 1.17). Если исходное вращение крена происходит вокруг скоростной оси Ox при наличии угла атаки, то массы носовой и хвостовой частей самолета стремятся по инерции удалиться от оси вращения, т. е. вращать самолет в сторону кабрирования. Для противодействия кабрированию прикладывают к самолету некоторый аэродинамический пикирующий момент. Таким образом, на самолет при вращении вокруг оси Ox ,

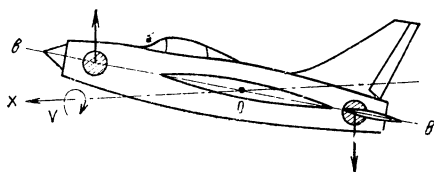


Рис. 1.17. Возникновение кабрирующего центробежного момента при вращении самолета относительно продольной оси

не проходящей через линию центров масс $вОв$ (ось инерции), действует продольный центробежный момент: кабрирующий при положительном угле атаки и пикирующий при отрицательном.

Возможные случаи снижения эффективности и реверс органов управления

Снижение эффективности и реверс (обратное действие или полная потеря эффективности) органов управления являются следствием упругой деформации несущей поверхности при отклонении органов управления.

Эффективность органов управления. Отношение подъемной силы, получаемой при отклонении органов управления реальных упругих несущих поверхностей, к подъемной силе, создаваемой идеальной жесткой конструкцией, называют эффективностью органов управления. Эффективность элеронов может быть выражена не только через соотношение сил, но также и через соотношение моментов. В этом случае учитывается изменение плеч этих сил вследствие упругой деформации.

Физическая сторона явлений, связанных со снижением эффективности элеронов, объясняется следующим образом. Для создания крена самолета необходимо отклонить элерон крыла на некоторый угол. Отклонение элерона приводит не только к приращению подъемной силы, но и к созданию аэродинамического момента, закручивающего крыло, а следовательно, изменяющего его угол атаки. Это, в свою очередь, приводит к изменению подъемной силы. В итоге момент крена будет создаваться лишь разностью моментов указанных сил.

Реверс элеронов наступает тогда, когда изменение кренящего момента крыла, непосредственно обусловленного отклонением элеронов, полностью погашается обратным направленным кренящим моментом от закручивания крыла, вызванного отклонением элерона, т. е. $M_\phi \geq M_\delta$ (где M_ϕ и M_δ — соответственно момент крена от закручивания крыла и момент крена от отклоненного элерона).

Реверс элерона может наступить на большой скорости полета. Для прямого крыла — при недостаточной жесткости крыла на кручение, а для стреловидного — при недостаточной жесткости крыла на изгиб и кручение. На рис. 1.18 показана схема сил, действующих на крыло при реверсе элеронов.

Обратное действие элеронов. С ростом скорости уменьшение подъемной силы вследствие уменьшения угла атаки крыла происходит более энергично, чем возрастание подъемной силы, обусловленной отклонением элерона. Существует такая скорость полета, при которой эффективность элеронов обращается в нуль. Эта скорость носит название критической скорости реверса элеронов. При скорости полета, большей критической скорости реверса элеронов, эффективность становится отрицательной и, следовательно, действие элеронов будет обратным.

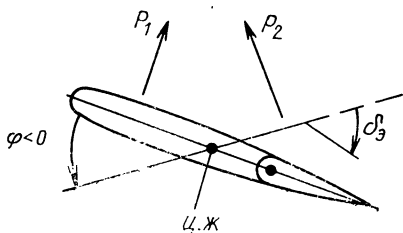


Рис. 1.18. Схема сил, действующих на крыло при реверсе элеронов: $P_2 > P_1$; ϕ — угол закручивания; δ — угол отклонения элерона

Повышение эффективности элеронов. Критическая скорость реверса и эффективность элеронов зависят от аэродинамических, геометрических и жесткостных характеристик крыла и элеронов. Изменяя параметры элеронов или увеличивая жесткостные характеристики крыла, особенно при ремонте, можно повысить критическую скорость реверса, если последняя лежит в летном диапазоне (ниже максимальной скорости полета).

В основе явлений реверса руля высоты и руля направления лежат те же причины: эффект отклонения руля снижается за счет изменения в обратную сторону угла атаки неподвижной части оперения, к которой он крепится. Так, например, реверс руля высоты — потеря эффективности руля высоты вследствие закручивания стабилизатора и изгиба фюзеляжа. Для обеспечения эффективности руля высоты стабилизатор выполняют достаточно жестким на кручение, а фюзеляж — на изгиб.

Запас рулей для управления самолетом

Запас рулей — разность между конструктивно возможным и максимально потребным для управления самолета на данном режиме полета углами отклонения рулей и элеронов обычно составляет 25—30% их возможного отклонения до упора. Чем больше запас рулей, тем лучше управляемость самолета на малой скорости полета.

Максимально потребный угол отклонения руля высоты определяется: для отклонения вверх — из условий обеспечения посадки с предельной передней центровкой при выпущенном шасси и с полностью отклоненными посадочными щитками; для отклонения вниз — из условий возможности выполнения горизонтального полета на максимальной скорости с предельной задней центровкой.

Максимально потребный угол отклонения руля направления определяется: у одномоторных самолетов — из условий обеспечения перевода самолета из одного виража (крена) в другой; у многомоторных самолетов, имеющих двигатели на крыльях, — из условия получения необходимого угла скольжения при полете с несимметричной тягой в случае остановки одного двигателя.

Максимально потребный угол отклонения элеронов определяется из тех же условий, что и для руля направления, и дополнительно еще из условия поперечного управления самолетом (планером) в горизонтальном полете на больших углах атаки в неспокойном воздухе.

Запаздывание реагирования — отставание по времени движения (реагирования) самолета от его органов управления. Причины — инертность самого самолета и обтекающего его потока воздуха, а также появление демпфирующих аэродинамических сил и моментов, создаваемых крылом, фюзеляжем, оперением и винтом при вращении самолета около центра тяжести. Чем меньше запаздывание, тем лучше управляемость самолета.

Обеспечение управления самолетом на больших высотах

Полет самолета в разреженных слоях атмосферы имеет характерные особенности, где заметно снижается эффективность рулей.

С увеличением высоты при сохранении скорости полета ухудшается ответная реакция самолета на отклонение рулей (самолет становится «вялым» в управлении), в результате усложняется выдерживание заданной траектории полета. Кроме того, естественное демпфирование колебаний самолета с увеличением высоты полета заметно ослабевает, вследствие чего эффект от действия возмущения сохраняется более продолжительное время. Поэтому на современных самолетах предусматривается искусственная стабилизация движения самолета.

Искусственная стабилизация полета. Для стабилизации движения самолета при полете в разреженных слоях атмосферы применяют автоматы демпфирования, у которых чувствительный элемент реагирует на изменение во времени угловой скорости вращения самолета относительно центра тяжести.

В качестве органов воздействия на возмущенное движение самолета используют рули самолета, отклонение которых осуществляется независимо от летчика и даже не контролируется им. Для этого предусмотрены две независимо

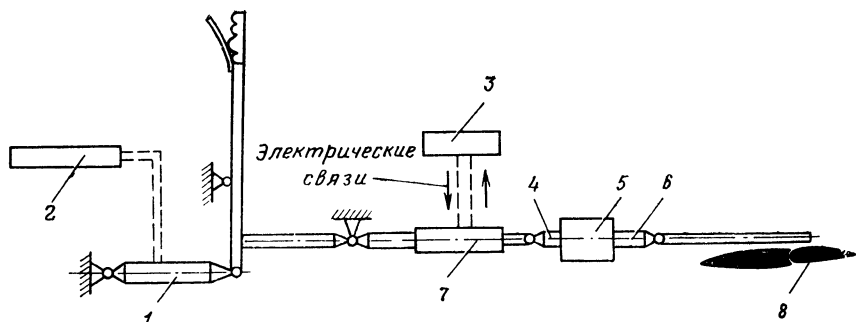


Рис. 1.19. Схема управления рулем высоты с автоматом стабилизации и демпфирования:

1 — загрузочный механизм; 2 — приемник воздушного давления (ПВД); 3 — датчик автомата демпфирования и стабилизации; 4 — шток управления; 5 — бустер; 6 — силовой шток; 7 — раздвижная тяга; 8 — рулевая поверхность

действующие системы управления рулями самолета: обычная необратимая система управления рулем от штурвала (педаль) управления, которой пользуется летчик, и дополнительная система управления рулями самолета, работающая автоматически и меняющая положение рулей сообразно приходящим сигналам от элемента автомата стабилизации, но не оказывающая никакого воздействия на штурвал (ручку) управления. Схема комбинированного управления показана на рис. 1.19.

Применение струйных рулей. При полетах самолетов на больших высотах в условиях малой плотности воздуха использование аэродинамических органов управления рулей и элеронов невозможно.

Наиболее простым и перспективным способом управления в разреженных слоях атмосферы и вне ее пределов является использование реактивных сил, появляющихся при истечении газов из специальных реактивных сопел управления (струйных рулей), устанавливаемых так, чтобы обеспечить при их работе создание управляющих моментов относительно всех трех осей самолета. Подача газов к соплам регулируется летчиком или автопилотом посредством воздействия на обычные рычаги управления. Кроме струйных рулей, могут быть использованы газовые рули, дефлекторные решетки, поворачивающиеся двигатели и другие устройства. Так, например, на экспериментальном гиперзвуковом самолете (ракетоплане) США Норт Америкен Х-15 применена струйная система управления, а система искусственного демпфирования относительно трех осей имеет в качестве чувствительных элементов гироскопы с тремя степенями свободы.

Реактивная система управления на больших высотах может использоваться и для искусственного демпфирования колебаний при отсутствии собственного демпфирования.

Вынужденный полет с отказавшим гидроусилителем и предупреждение неуправляемых последствий

При отказе гидроусилителя (бустера) управление рулем может осуществляться с помощью дублирующих систем или напрямую за счет усилий летчика.

Двойное дублирование стабилизатора. Управляемый стабилизатор отклонять затруднительно из-за больших шарнирных моментов. Вот почему в управлении им предусматривается двойное дублирование (резервирование) основной бустерной гидросистемы. Например, эта система может дублироваться аварийной гидросистемой, а также электромеханическим управлением на случай отказа обеих гидросистем. Для поддержания нормальной управляемости в последнем случае очень важно, чтобы электромеханизм обеспечивал достаточную скорость переключки стабилизатора. Если же она мала, то управление значительно

затрудняется из-за запаздывания отклонения стабилизатора, а тем более — реагирования самолета на отклонение ручки.

Полеты с медленно действующим управлением требуют специальной тренировки, однако и при наличии ее нужно избегать каких-либо действий, вызывающих резкое нарушение продольной балансировки (например, быстрого изменения тяги, отклонения тормозных щитков, если оно создает большой продольный момент, и т. п.). Планирование на посадку рекомендуется выполнять более полого, чем обычно, и на повышенной скорости. Особенно сложна посадка с отказавшими двигателями. Безмоторная посадка не рекомендуется, если угловая скорость перекаладки стабилизатора не превышает $6-7^\circ$ в 1 с.

Утяжеление управления. Переключение бустера с основной на аварийную гидросистему никаких изменений управляемости не создает.

Когда предусматривается вместо (либо кроме) дублирования гидросистемы переход на ручное управление, летчик встречается с значительным утяжелением управления, особенно при больших скоростях полета. Поэтому при переходе на ручное (прямое) управление рекомендуется снизить скорость полета. Для снятия нагрузки используется аэродинамический триммер.

Пользование аэродинамическим триммером при включенном бустере.

При не обратимой схеме отклонения аэродинамического триммера никакого облегчения усилию не создает в связи с тем, что шарнирный момент полностью воспринимается бустером. При отказе же последнего усилие от триммера, стоящего неправильно, может вызвать значительное отклонение руля, поскольку нагрузка будет для летчика неожиданной, а возможно, и непосильной.

В случае обратимой схемы, снабженной загрузочным механизмом, летчик может ощущать усилие от пружин последнего. Если он его снимает, отключив аэродинамический триммер, то в случае отказа бустера усилие от триммера передается на ручку (штурвал) в полном размере, и летчик почувствует нагрузку, обратную той, которая была до отклонения триммера, и значительно большую по величине.

Следовательно, не рекомендуется пользоваться триммером при работающем бустере, так как это может создать большие затруднения при отказе или выключении бустера.

3. ГЕРМЕТИЧЕСКИЕ КАБИНЫ, ИХ ПАРАМЕТРЫ И ОБСЛУЖИВАНИЕ

Система кондиционирования воздуха. Кабины самолетов и требования, предъявляемые к ним.

Кабинами в фюзеляже называются отдельные его отсеки, предназначенные для размещения экипажа, пассажиров (их кабины называют салонами) и различных грузов для бытовых нужд (буфеты, гардеробы, туалетные, камеры для ручного багажа и пр.). Конструкция кабины может быть негерметической (невысотной) и герметической (высотной). На современных самолетах кабины в большинстве случаев герметические.

Требования к кабинам экипажа:

рациональная компоновка рабочих мест и оборудования, наибольшие удобства во время полета, хороший обзор (для летчика рекомендуется обеспечивать следующие углы обзора: при положении самолета в линии полета вперед-вниз -15° , вперед-вверх $+30^\circ$, в стороны $\pm 90^\circ$);

удобное размещение дверей и специальных люков для покидания самолета при авариях;

применение системы кондиционирования воздуха для обеспечения нормальных условий жизнедеятельности людей;

обеспечение необходимой «высотности» кабины (давления, температуры и влажности воздуха);

применение защитных средств на аварийный случай разгерметизации.

На сверхзвуковых самолетах для увеличения обзора при посадке или планировании передняя часть фюзеляжа отклоняется вниз (например, самолет Ту-144).

Остекление фонаря кабины выполняется из органического или силикатного стекла, физико-механические свойства которого не изменяются при аэродинамическом нагреве.

К пассажирским кабинам, кроме перечисленных, предъявляются следующие дополнительные требования: объем не менее $0,9 \text{ м}^3$ на каждого пассажира, удобная компоновка кресел, достаточное освещение, предоставление каждому пассажиру возможности пользоваться вентиляцией; хорошая отделка интерьера; достаточная звукоизоляция от шума двигателей и защита от вибраций.

Оборудование салонов. Пассажирские салоны межконтинентальных и магистральных самолетов подразделяются на классы: люкс, где обеспечивается комфорт, они рассчитаны на продолжительный полет без посадки; объем на одного пассажира— $2,0 \text{ м}^3$; кресла имеют отклоняющуюся на угол до $55\text{—}65^\circ$ от вертикали спинку и выдвигающуюся подножку;

первый класс, характеризующийся более плотным, чем в люксе, размещением пассажиров и возможностью отдыха в креслах в полулежачем положении, объем на одного пассажира — $1,80 \text{ м}^3$; кресла имеют отклоняющуюся спинку до $30\text{—}40^\circ$, а вместо подножки иногда делается упор;

туристский — с еще более плотным размещением пассажиров, причем спинки кресла отклоняются на угол $25\text{—}30^\circ$; объем на одного пассажира— $1,50 \text{ м}^3$;

экономический, характеризующийся наиболее плотным размещением пассажиров; объем на одного пассажира — $0,8\text{—}1,2 \text{ м}^3$; кресла отклоняются на $15\text{—}20^\circ$.

Для обеспечения безопасности пассажиров конструкция кресел, привязных ремней и элементов крепления кресел к полу рассчитывается наряду с другими случаями нагружения на перегрузки при вынужденной посадке: $n_x^p = 9$, $n_y^p = 4$, $n_z^p = 1,5$.

В конструкции кабины применяют тонкую обшивку ($1,0\text{—}1,5 \text{ мм}$) и сильный каркас (стрингеры и шпангоуты) или толстую обшивку ($1,5\text{—}3 \text{ мм}$) со слабым каркасом.

Нормы внутренних давлений в герметических кабинах самолетов

Внутреннее давление в герметических кабинах пассажирских самолетов p_K допускается не менее 567 мм рт. ст. , а для других самолетов не менее 500 мм рт. ст. без применения кислородных приборов для дыхания и не менее 220 мм рт. ст. с применением кислорода.

Величина минимального давления p_K зависит от длительности полета, например, при продолжительности полета $\tau \leq 2 \text{ ч}$ $p_K = 0,29 \text{ кгс/м}^2$, а при $\tau > 2 \text{ ч}$ $p_K \geq 0,43 \text{ кгс/м}^2$.

Избыточное давление в герметических кабинах самолетов

Избыточное (манометрическое) давление $p_{\text{и}}$ — есть разность между абсолютным внутренним давлением воздуха в кабине самолета p_K и внешним давлением атмосферного воздуха p_H . Максимальное избыточное давление на пассажирских самолетах не превышает $0,6 \text{ кгс/см}^2$. На других самолетах $p_{\text{и}}$ уменьшается до $0,25 \text{ кгс/см}^2$. Величина избыточного давления в герметической кабине ограничивается прочностными характеристиками ее конструкции. С увеличением высоты полета значение $p_{\text{и}}$ растет от нуля (у земли) до максимально допустимого, достигаемого на определенной высоте. Дальнейшее увеличение высоты полета для данного самолета возможно лишь при понижении абсолютного давления в кабине до величины, обеспечивающей допустимое избыточное давление. Во всех случаях давление поддерживается системой надува герметической кабины.

Нормы скорости изменения давления внутри герметических кабин

Ограничения, накладываемые на скорость изменения давления, обусловлены способностью человеческого организма выравнивать давление во внутренних его полостях, главным образом в области среднего уха, с давлением в окружающей среде. В зависимости от типа и назначения летательного аппарата устанавливаются различные нормы скорости изменения давления.

Скорость изменения давления воздуха в кабинах пассажирских самолетов не должна превышать 0,18 мм рт. ст./с при любых режимах работы двигателя, что соответствует вертикальной скорости 2 м/с, если принять, что внешнее давление изменяется по стандартной атмосфере.

В кабинах экипажей других самолетов скорость изменения давления допускается не более 5 мм рт. ст./с. Однако на практике эта скорость достигает 10 мм рт. ст./с вследствие больших вертикальных скоростей при наборе высоты и пикировании и малого избыточного давления в кабине.

Аварийная разгерметизация. Допустимые для человека скорости понижения давления примерно в 2 раза выше по сравнению со скоростями его повышения. Поэтому скорость перехода с нормального давления на пониженное не должна превышать 20 мм рт. ст./с, а скорость аварийной разгерметизации кабины для всех самолетов допускается от 20 до 40 мм рт. ст./с.

Соблюдение режима полета. Комфортабельные значения скорости изменения давления в кабине обеспечиваются специальными автоматическими устройствами лишь при строгом соблюдении установленных режимов полета. При нарушении их давления в кабинах могут превосходить допустимые значения и никакими созданными техническими средствами этого избежать невозможно. В результате неизбежно возникают болевые ощущения в ушах и легких.

Обеспечение безопасности экипажа и пассажиров при аварийных ситуациях

Применение герметических кабин связано с возможностью декомпрессии при внезапной разгерметизации кабин вследствие отказа.

Внезапная взрывная декомпрессия может иметь следующие последствия в зависимости от высоты полета, на которой она произошла:

повреждение внутренних органов людей в результате быстрого изменения давления

потеря сознания в результате наступления острого кислородного голодания; обморожение людей вследствие снижения температуры воздуха в кабине до температуры окружающего воздуха на высоте.

Кроме того, возможно образование тумана в кабине за счет выпадения влаги и возникновение сильных потоков воздуха, которые, увлекая за собой отдельные незакрепленные предметы, могут явиться причиной ушибов и ранений пассажиров.

Встроенная надежность. Обеспечивается высокая статическая и усталостная прочность конструкции герметической кабины при ее работе от сил внутреннего давления и от внешних аэродинамических сил. При этом особое внимание уделяется окнам, дверям, люкам. Остекление фонаря летчиков должно выдерживать удар птицы до 2 кгс.

Двигатели размещают (или кабину бронируют) так, чтобы при аварии турбины ГТД осколки не повредили герметическую кабину.

Площади окон, дверей и люков выбирают так, чтобы при разрушении этих элементов скорость декомпрессии не могла достигнуть величины, опасной для внутренних органов человека.

Если все же декомпрессия произошла, то для спасения людей применяется экстренное снижение самолета на безопасные высоты (3000—4500 м).

Резервное время. Потеря сознания в результате наступления острого кислородного голодания происходит не мгновенно, а через определенное время, называемое резервным временем. Оно зависит от высоты полета, на которой произойдет декомпрессия. Чем больше высота, тем меньше резервное время. Так, на высоте 10 км резервное время составляет около 50с.

Кратковременно можно допустить скорость изменения давления в кабине до 2 мм рт. ст./с. Это позволяет обеспечить экстренное снижение с высоты 11 км до высоты 4,5 км за 2,5—3 мин. При такой скорости снижения резервное время ни на одной из высот не превышает.

Аварийная сигнализация. Для того чтобы экстренное снижение начать немедленно после начала декомпрессии, на самолетах предусматривается световая и звуковая сигнализации падения давления в кабине, автоматически срабатывающие в начале падения давления. Кроме того, для членов экипажа предусматривается кислородное оборудование. Один из пилотов должен всегда находиться в кислородной маске с подключенным питанием.

Безопасность экипажа и пассажиров в случаях аварийных вынужденных посадок обеспечивается следующими средствами. Для быстрого покидания самолета после вынужденной посадки с убранным шасси на обоих бортах фюзеляжа предусматриваются аварийные выходы. Количество аварийных выходов (включая основные двери) определяется из расчета покидания самолета пассажирами за 30 с (при благоприятных обстоятельствах на выход одного пассажира затрачивается время около 1 с). Не менее двух аварийных выходов делается вверх для покидания самолета при вынужденной посадке на воду.

Для выхода из самолета при аварийной посадке с выпущенным шасси на самолетах с высоким расположением дверей предусматриваются бортовые аварийные трапы. Бортовой аварийный трап представляет собой брезентовую дорожку или надувной резиновый трап, которые одним концом закрепляются у двери, а другим на земле.

На самолетах, совершающих полеты над морем, предусматриваются меры для спасения пассажиров и экипажа после аварийной посадки на воду. Во-первых, самолеты должны обладать плавучестью, достаточной для поддержания самолета на воде до выхода людей из кабин (до нескольких десятков минут). Во-вторых, пассажиры и экипаж снабжаются индивидуальными надувными жилетами или предусматриваются групповые спасательные средства в виде надувных спасательных плотов.

Характеристики комфортной температуры и среды

Понятие комфорта. Если окружающая среда имеет такие температуру и влажность, что количество тепла, вырабатываемое организмом, находится в равновесии с количеством тепла, отбираемым средой, то среда и температура являются комфортными. В условиях комфорта температура не вызывает беспokoящих человека тепловых ощущений — холода или перегревания. С изменением физической работы человека, скорости воздуха и других факторов значение комфортной температуры изменяется.

Физические нагрузки, самочувствие. В настоящее время еще не достаточно известно о количественной связи между тяжестью физического труда и условиями внешней среды. В левой колонке табл. 1.10 приведены условия, при которых человек чувствует себя хорошо, в правой колонке — как должна изменяться температура окружающего воздуха, чтобы при физической нагрузке или при изменении влажности либо скорости воздуха человек продолжал сохранять нормальное самочувствие. Физическая нагрузка и пределы изменения влажности и скорости воздуха приведены в средней колонке таблицы, из которой видно, что комфорт в большой степени зависит от трудности физической работы. Изменение влажности воздуха сказывается на раздетом человеке гораздо сильнее, чем на одетом, потому что разность давлений пара, соответствующая изменению влажности, например от 30 до 70 % при температуре 29° С (комфортная температура для человека без одежды) больше, чем при 21° С (комфортная температура для одетого человека).

Определение герметичности кабин самолетов

Проверка герметичности кабин самолетов производится в соответствии с требованиями инструкции для каждого типа самолета. Эта проверка выполняется следующим образом. Ставят кран автоматического регулятора давления АРД в положение «Выключено» и закрывают кран питания кабины. Затем при-

Таблица 1.10

**Влияние физической работы, влажности и скорости воздуха
на комфортную температуру**

Исходные условия	Физические нагрузки, изменение внешних условий	Необходимое изменение температуры окружающего воздуха
Сидящий без одежды человек, температура помещения 29° С, влажность средняя, скорость воздуха 0,1—0,5 м/с То же	Тяжелая работа, равноценная выделению тепла 420 ккал/ч	Уменьшение на 20°
»	Работа средней трудности, равноценная выделению тепла 250 ккал/ч	» » 10°
Сидящий человек, влажность воздуха 30%, скорость 0,5 м/с:	Легкая работа	» » 7—10°
человек раздет, $t=29^{\circ}\text{C}$	Повышение влажности с 30 до 70%	» » 6°
» одет, $t=21^{\circ}\text{C}$	» 30 » 70%	» » 2°
Сидящий человек, влажность 50%, скорость воздуха 0,5 м/с:	Повышение скорости воздуха:	
человек раздет, $t=29^{\circ}\text{C}$	с 0,1 до 1 м/с	Повышение на 2,5°
» одет, $t=29^{\circ}\text{C}$	» 0,1 » 1 »	» » 2°
Температура помещения $t=20^{\circ}\text{C}$	Изменение температуры излучателей лучистого тепла на 5°	Изменение температуры воздуха с обратным знаком на 3°

соединяют шланги наземного приспособления, регулирующего подачу воздуха, и аэродромный баллон к штуцерам кабины. Закрывают фонарь и герметизируют кабину снаружи, после этого открывают вентили аэродромного баллона и приспособления и наблюдают за показанием прибора УВПД. Скорость повышения давления в кабине не должна превышать заданную.

Далее доводят давление в кабине до определенной величины, указанной в инструкции для данного типа самолета, и затем прекращают подачу воздуха путем закрытия вентилей аэродромного баллона и приспособления.

Производят замер времени падения давления в кабине, например, с 0,4 до 0,1 кгс/см² в определенном интервале температур наружного воздуха. Замер повторяют 2—3 раза. Кабина считается герметичной, если утечка воздуха из нее не превышает допустимую.

Во время проверки кабины на герметичность необходимо помнить, что подача воздуха в шланги герметизации входных люков, дверей и фонарей всех кабин может происходить одновременно, поэтому при проверке одной из кабин закрывают все люки, фонари и двери остальных кабин во избежание разрыва шлангов.

При разгерметизации открывают фонарь или двери, ставят кран АРД в положение «Выключено» и контрят его, отключают шланг наземного приспособления от штуцеров кабины, заглушают его и пломбируют.

Герметизирующие детали должны быть чистыми, целыми и герметичными, плотно лежать в желобах окантовки и постоянно очищаться от грязи и пыли. При обнаружении дефектов на резиновых уплотняющих элементах (трещин, высыхания, набухания или механических повреждений наружной поверхности) манжеты или шланги заменяют, а сальниковые уплотнения герметических разъемов подтягивают или заменяют.

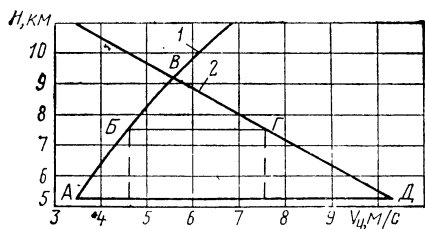


Рис. 1.20. Допустимые и располагаемые скорости изменения высоты при взлете и снижении самолета:

1 — кривая максимально допустимых скоростей набора высоты; 2 — кривая располагаемых скоростей набора высоты; БВГБ — диапазон возможного нарушения скорости изменения давления в кабине самолета Ил-62 и АВДА — на всех других самолетах

Аномальные режимы полета, изменяющие давление в герметических кабинах

Аномальные режимы полета могут появляться во время набора высоты и снижения летательного аппарата.

При взлете самолета с обычных равнинных аэродромов и наборе высоты давление в кабине сохраняется до высоты 5,2 км на всех пассажирских самолетах, кроме Ил-62, для которого эта высота равна 7,5 км. Поэтому до этой высоты скороподъемность самолетов и любые их эволюции, связанные с изменением высоты, не влияют на скорость изменения давления в кабине (dp_K/dt).

Нарушение скороподъемности. На больших высотах при повышении летчиком заданного режима скороподъемности нарушаются установленные значения скорости изменения давления в кабине (рис. 1.20). Максимальная величина dp_K/dt на самолете Ил-62 на высоте 7,5 км в 1,7 раза больше нормы, или 0,325 мм рт. ст./с вместо установленной 0,18 мм рт. ст./с, а на других самолетах на высоте 5,2 км оказывается в 3 раза больше допустимой, или 0,52 мм рт. ст./с. Указанное нарушение скорости изменения давления является следствием превышения допустимой скороподъемности самолета и возникает в результате неправильного пилотирования.

Превышение скорости спуска. При снижении самолета также может быть не выдержана допустимая скорость изменения давления из-за несоблюдения летчиком требуемого по инструкции режима полета. Таким образом, превышение dp_K/dt относительно заданной величины при снижении так же, как и при подъеме, может возникать только по вине летчика и никакими регуляторами давления воздуха не допустить этого явления невозможно.

Теплозвукоизоляция, двери, люки и окна кабин

Шум на самолете вызывает преждевременное утомление экипажа и пассажиров, временную глухоту и затрудняет работу экипажа и особенно радиста.

Уровень силы звука измеряется в децибелах (дБ). Один децибел — такое изменение силы звука, которое улавливает человеческий слух (от 16 до 20 000 колебаний в секунду (дБ)).

Разговор шепотом дает громкость примерно 30 дБ, шум при перелистывании книги — 45 дБ, нормальный разговор — 65 дБ, громкий разговор 70—80 дБ.

Уровень шума в пассажирской кабине современного самолета большой дальности не должен превышать 90—100 дБ, на самолетах, предназначенных для более коротких рейсов, — 110 дБ. Длительный шум интенсивностью свыше 100 дБ сильно утомляет, а свыше 120 дБ вызывает болевые ощущения.

Основные источники шума на самолете — двигатели, выходящие струи газа ГТД, винты, вибрирующие части самолета и его оборудования. В кабину шум передается через элементы конструкции и проникает через щели в фонарях, окнах и дверях, а также вентиляционные каналы. Кроме того, шум создает корпус самолета и его оборудование вследствие вибраций, вызываемых неравномерностью двигателей и винтов. Вибрации заставляют звучать обшивку самолета, стенки шпангоутов, неплотные соединения, плохо закрепленные агрегаты оборудования.

Для уменьшения шума подавляют его источники одновременно во всех шумящих местах, ибо даже полное уничтожение хотя бы одного из них лишь незначительно снизит общий шум. Внутри кабины для этого применяют эластичное крепление двигателей, звукоизоляцию вентиляционных каналов, стенок пола и потолка; устраняют щели и неплотности во всех соединениях. В креплениях агрегатов применяют амортизирующие прокладки.

Стенки перегородок, дверей и сплошных шпангоутов представляют собой мембраны, воспринимающие вибрации корпуса и производящие значительный шум. Этот шум уменьшают применением эластичного крепления продольного набора.

Способы шумоглушения: применение легких теплоизолирующих материалов с воздушными прослойками 25 мм, которые лучше поглощают звуки средних и высоких частот. Например, в качестве теплоизолирующих материалов применяется капроновая вата с объемным весом около 50 кг/м³, стекловолокно с объемным весом 25 кг/м³ и другие легкие материалы и сотовые конструкции;

применение толстой силовой обшивки, поглощающей звуки низких частот; усиление на самолетах с ТВД жесткости фюзеляжа в зоне винтов с помощью дополнительных стрингеров, шпангоутов и увеличение толщины обшивки. Такое усиление конструкции диктуется также и дополнительными акустическими нагрузками от винтов. Считается полезным удалять концы лопастей винтов от обшивки фюзеляжа на расстоянии не менее 400—500 мм;

использование амортизаторов, поглощающих шумы, для крепления жестких полов и перегородок к каркасу фюзеляжа;

применение для окон пассажирских кабин двойных или тройных стекол с возможно большим воздушным промежутком между ними.

Входные двери размещаются обычно на левом борту фюзеляжа, а в некоторых случаях снизу (у Як-40) из расчета одна дверь на 30—40 пассажиров. Стандартов на размер дверей не существует, но обычно размеры двери (высота, ширина) не менее 1700—800 мм.

На пассажирских самолетах с негерметическими кабинами дверь открывается наружу по потоку, а с герметическими кабинами, как правило, внутрь, так как избыточное давление будет ее прижимать к герметизирующим прокладкам. Двери обычно имеют две герметизирующие окантовки — внутреннюю и наружную. Наружная окантовка имеет более эластичный резиновый профиль герметизации, что необходимо для предварительной герметизации двери с помощью замков.

Запасные аварийные люки предусматриваются для выхода пассажиров из кабин в аварийных случаях. Размещаются они в среднем отсеке фюзеляжа преимущественно по бортам, а иногда вверх. Форма вырезов — овальная с размерами по осям 450 × 750 мм. Вырезы в обшивке фюзеляжа усилены окантовкой и второй обшивкой с внутренней стороны. Герметизация осуществляется с помощью резиновых трубчатых профилей, которые внутренним давлением прижимаются к раме.

Вырезы для окон делают в обшивке фюзеляжа между шпангоутами, которые, используются в качестве дополнительных элементов жесткости к окантовке отверстия. Окна обычно состоят из внутреннего и наружного стекол, изготовленных из органического стекла с ориентированными волокнами. Одно из стекол, как правило, делается более толстым и рассчитывается на полное избыточное давление при более высоком коэффициенте безопасности. Такое стекло работает при небольших напряжениях и, следовательно, обладает высокой усталостной прочностью. Толщина второго стекла определяется из условия выдерживания полной нагрузки, но при меньшем коэффициенте безопасности. Внутренние стекла плоские или сферические, а герметизация стекол по контуру обеспечивается различными уплотнителями.

Уплотнение отверстий для тросов и тяг герметических кабин

В местах выхода из герметической кабины тросов и тяг управления устанавливают специальные герметичные выводы.

Изоляция троса. Трос проходит внутри резинового шарика, зажатого между двумя колодочками со сферическими гнездами муфты. Последняя кре-

пятся к стенке винтами и герметизируется лентой УТЛ и замазкой УТЗ. В центре шарика имеется отверстие для троса диаметром на 0,1 мм меньше номинального диаметра троса. Для возможности установки или замены шарика при смонтированных тросах в шарике имеется односторонний радиальный разрез.

Состав пропитки троса. Трос в месте прохождения через герметичный разъем тщательно пропитывается специальным составом из 10% канифоли, 25% говяжьего сала и 65% натурального пчелиного воска. Шарик, зажимаемый в колодочках, плотно облегает трос и герметизирует его выход.

Затяжка узла производится с таким расчетом, чтобы усилие на протаскивание троса через герметичный вывод было бы не более 0,8 кгс. Для уменьшения износа и усилия, требуемого для перемещения троса через герметичный вывод, отверстие в шарике покрывается смазкой ЦИАТИМ-201.

Уплотнение отверстий для трубопроводов и жгутов герметической кабины

Для герметизации выводов трубопроводов воздушных и гидравлических систем в стенках герметической кабины устанавливают переходные штуцера. Специальные резиновые шайбы обеспечивают герметичность установки штуцеров на стенках кабины.

Для герметизации выводов электро- и радиопроводов (жгутов) на стенках кабины устанавливают специальные штепсельные разъемы (ШРГ) и герметичные вводы с применением уплотнительных прокладок.

Уплотнение заклепочных и болтовых соединений герметических кабин

Конструкция кабины состоит из большого количества листов и других элементов, соединяемых клепкой или сваркой. Заклепочные швы обычно герметизируются уплотнительными тиоколовыми лентами (УТЛ) и уплотнительной тиоколовой замазкой (УТЗ).

Тиоколовые уплотнители. Тиокол представляет собой синтетический каучукоподобный материал на основе высокомолекулярной цепи из атомов углерода и серы. Тиоколовая уплотнительная лента представляет собой ткань типа марли с нанесением с двух сторон слоя смеси на основе тиокола ДА, толщина ленты 0,4 мм. Замазка готовится на тиоколовой основе; при температуре 20—30° С она размягчается и становится липкой. При наложении на обезжиренную поверхность металла лента и замазка плотно прилипают к металлу.

Для герметизации болтовых соединений применяются специальные резиновые шайбы. Другие места кабин герметизируются специальными уплотнениями, либо для этих целей принимаются специальные конструктивные решения.

Уплотнение проемов для стекол, дверей и люков герметических кабин

Проемы для остекления кабин герметизируются резиновой прокладкой, уплотнительной тиоколовой лентой УТЛ и замазкой УТЗ.

Для герметизации дверей и люков, открывающихся наружу, применяются надувные резиновые камеры и профили. При необходимости герметизации в камеру и шланг подается воздух под давлением 3 кгс/см², под действием которого уплотнители расширяются и заполняют зазоры по всему периметру. Двери и люки, открывающиеся внутрь, герметизируются при помощи резиновых профилей.

Обслуживание системы кондиционирования воздуха

Комплексы системы кондиционирования воздуха объединяют вентиляцию, отопление и надув кабин.

Характерные неисправности. Опытным установлено, что наиболее характерными отказами системы являются ненормальная работа агрегатов узла над-
50

дува и нарушение герметичности в уплотнениях. Эти неисправности вызываются как конструктивными и технологическими причинами, так и нарушениями правил эксплуатации систем. Так, например, неудовлетворительная герметичность магистрали горячего воздуха системы надува герметической кабины приводит к чрезмерному повышению температуры в зоне, где имеют место утечки, а при значительных утечках — к уменьшению избыточного давления в кабине и даже к ее разгерметизации.

Нормы герметичности. В сроки проведения регламентных работ, а также после ремонта силового набора герметической части фюзеляжа или замены более трех стекол производят испытание кабины на герметичность.

После проведения работ проверки герметичности и подключения наземного источника надува производят надув кабины и выдержку заданного давления в течение 5 мин, а затем прекращают подачу воздуха в кабину, определяют скорость изменения давления и сравнивают эти данные с техническими условиями данного типа летательного аппарата. На самолете Ту-104, например, общее время, за которое перепад в кабине снизится от 0,5 до 0,1 кгс/см², должно быть не менее 25,5 мин.

Наиболее вероятными местами утечки воздуха являются контуры входных дверей, багажных люков, окна пассажирских кабин, остекление фонаря экипажа и гермовыводы систем управления. Обычно утечку устраняют заменой уплотнительной резины и подтяжкой болтовых соединений.

Увлажнение и коррозия. Большим недостатком в эксплуатации герметических кабин является увлажнение нижней внутренней части обшивки и теплозвукоизоляции за счет конденсации паров воды, находящихся в атмосфере, а иногда и негерметичности водяной системы и санитарных узлов. Для предупреждения коррозии обшивки и силового набора фюзеляжа систематически проветривают подпольную часть герметической кабины и в случае необходимости просушивают ее подогревателями.

Контролируемые параметры газовой среды для жизнедеятельности. Парциальное давление кислорода должно находиться в пределах 130—270 мм рт. ст.; парциальное давление углекислого газа не должно превышать 10 мм рт. ст.; давление воздуха при этом может колебаться в пределах 550—950 мм рт. ст.; скорость изменения давления воздуха должна быть не более 0,18 мм рт. ст./с. Допустимые концентрации вредных примесей в воздухе по окиси углерода, аммиаку, продуктам пиролиза масел (синтетических) и жирным кислотам в пересчете на уксусную кислоту не должны превышать 0,005 мг/л для каждого газа. Температура воздуха не должна выходить за пределы 18—22° С и в специальных случаях 10—35° С; перепад температур по всему объему не должен превышать 3° С; разность температур между стенками и воздухом 5° С; относительная влажность воздуха может колебаться в интервале 20—70%; кратность обмена должна быть 20—30 1/ч; расход воздуха на одного человека 25—35 кг/ч; скорость перемещения воздуха не должна превышать 0,4 м/с.

В воздухе не должно быть раздражающих и неприятных запахов; уровень шума не должен быть выше 100 дБ при низких частотах, 90 — при средних и 85 дБ при высоких.

4. НЕИСПРАВНОСТИ И ОБСЛУЖИВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Признаки отказа гидравлической системы

Отказ одной из гидравлических систем (основной или бустерной) определяется по загоранию сигнальной лампы и падению давления (по манометру). В этом случае посадку рекомендуется производить с работающим двигателем при нормальной работе одной из систем (бустерной или основной) или с неработающим двигателем и отказавшей основной гидравлической системой, но при нормальной работе бустерной системы. Инструкцией могут быть рекомендованы и другие варианты посадки.

«Провал» ручки. При переключении гидроусилителя с дублирующего золотника на основной происходит резкое снижение потребных усилий на перемещение ручки (штурвала) управления самолетом, которое воспринимается

летчиком как отсутствие усилий на ручке. Такое явление получило название «провал» ручки.

Влияние на детали низких температур. При низких температурах наблюдаются: утечка воздуха из пневматических систем высокого давления из-за потери эластичности уплотнениями; отказ в работе воздушных редукторов высокого давления по причине потери эластичности мембранами; нарушение целостности и прозрачности слоя желатина на внутренних поверхностях стекол приборов (при минус 15—20°C); увеличение вязкости гидросмеси и вызываемое этим замедление и недостаточная четкость работы гидравлических приводов; замерзание воды в воздушных трубопроводах и фильтрах воздушных систем высокого давления и в системах полного и статического давления; примерзание по этой причине воздушных и топливных клапанов; ухудшение герметизации кабин из-за замерзания уплотняющих резиновых шлангов; примерзание выдыхательных клапанов в кислородных масках; затвердевание виниловых оболочек жгутов и виниловой изоляции электропроводов; замерзание аккумуляторов во время продолжительных полетов; замерзание электромеханизмов, вращающих антенные устройства; потеря упругости, возникновение хрупкости и ломкости дюритовых шлангов, покрышек и камер колес, амортизационных шнуров; образование трещин в резине нагруженных пневматиков; увеличение вязкости смазок; температурные деформации деталей и др.

Влияние на детали высоких температур. При высоких температурах наблюдается: ускоренное старение всех резиновых изделий (дюритовых шлангов герметизации, мембран различных редукторов, резиновых деталей кислородных приборов и т. д.); оптические искажения в органическом стекле остекления кабин в связи с ухудшением его прозрачности и короблением при одновременном прямом воздействии солнечных лучей; растрескивание и отставание лакового покрытия на наружных поверхностях самолета через шесть—восемь месяцев, а через один-два года покрытие разрушается почти полностью, разжижение и вытекание уплотняющих замазок из герметических соединений и ухудшение их герметичности; перегрев колесных тормозов при торможении на посадке; увеличение текучести гидросмеси и испарение из нее спирта; большое испарение топлива; утечка воздуха из камеры колес шасси вследствие диффузии резины; усыхание (старение) резинового слоя покрышки.

Общие неисправности гидравлических систем летательных аппаратов

Основными отказами и неисправностями в гидравлических системах летательных аппаратов являются следующие объекты.

Разрядка азотной полости гидроаккумулятора. Внешним признаком служит частое срабатывание авторазгрузочного клапана и увеличение продолжительности срабатывания гидравлических агрегатов, например уборки и выпуска шасси, закрылков и других агрегатов. Причина—негерметичность азотного отсека и подводящих штуцеров, ненормальная зарядка гидроаккумулятора, разрушение мембраны, заклинивание поршня и т. п.

Течь жидкости из соединений и уплотнений. Неисправность выявляется осмотром системы под давлением. Основные причины — некачественный монтаж или некачественное уплотнение. Негерметичность возникает главным образом зимой при низких температурах из-за потери эластичности уплотнительными резиновыми кольцами в шарнире или по причине их разрушения.

Разрушение трубопроводов гидравлической системы из-за небрежного монтажа (надлом, надрез, скручивание трубок, перетирающие или потертости трубопроводов об элементы конструкции планера, большой предварительный натяг при монтаже и т. п.), частой пульсации давления в магистралях по причине неправильной работы отдельных регулирующих и подающих агрегатов системы, вибрации длинных неотбортованных участков трубопроводов и др.

Внутренняя негерметичность агрегатов гидросистемы. Внешнее проявление — частое срабатывание авторазгрузочных клапанов, увеличенное время срабатывания гидравлических агрегатов либо ненормальная их работоспособность. Для определения неисправности проверяют исправность насосов, правильность и достаточность зарядки гидроаккумуляторов. Как правило, внут-

рения негерметичность возникает в случае износа отдельных элементов агрегатов или в силу потери вязкости масла АМГ-10 при нагреве из-за его некондиционности.

Попадание механических примесей в систему. По этой причине чаще отказывают агрегаты гидравлической системы и особенно те, которые имеют жиклеры и взаимоперемечающиеся детали высокого класса точности.

Характерные неисправности шасси

Неполная уборка шасси происходит по причине недостаточного давления азота в стабилизирующем амортизаторе. Последний в этом случае как механическое звено в системе запрокидывания тележки будет иметь меньшую длину, не обеспечивающую полной уборки шасси. То же самое явление наблюдается и при неудовлетворительной или загрязненной смазке шарнирных соединений шасси, особенно в узлах с малыми зазорами.

Отказ системы управления замками шасси происходит из-за неправильной регулировки створок и длины штока подъемника, перепутывания шлангов гидравлической системы на цилиндрах уборки и выпуска при замене, недостаточной смазки, загрязнения или коррозирования рычагов механизма.

Местное истирание и износ покрышек колес, которые вызываются неправильным действием тормозов (импульсные торможения), неравномерной зарядкой (различное давление) пневматиков колес, неисправностями в работе автомата торможения, частым использованием системой аварийного торможения, недостаточной упругостью возвратных тормозных пружин.

Чистота рабочих жидкостей

Чистоту рабочей жидкости в гидравлической системе летательного аппарата проверяют в сроки, установленные регламентом и после облета. Затем жидкость тщательно анализируют. Для проверки сливают отстой из всех фильтров-отстойников и бака гидравлической системы, а далее жидкость фильтруют через батист или шелковую белую ткань. Если жидкость окажется загрязненной, то снимают фильтры и промывают их в обезвоженном керосине или бензине Б-70, или в масле АМГ-10. После промывки фильтров и установки их на место проверяют уровень жидкости в баке гидравлической системы и недостающее количество доливают или заменяют гидравлическую жидкость свежей.

Рекомендуется перед зимней и летней эксплуатацией проверять кондиционность рабочей жидкости (гидросмеси) у каждого летательного аппарата лабораторным анализом, сливая из отстойников по 200—300 г гидросмеси.

Замена масла АМГ-10 в гидравлических системах

При выполнении работ по замене жидкостей гидравлических систем необходимо руководствоваться технологией технического обслуживания данного типа летательного аппарата.

Перед заправкой прежде всего проверяется паспорт на рабочую жидкость. Для предупреждения отказов в работе агрегатов гидросистем обращают особое внимание на правильность заправки и дозаправки систем маслом АМГ-10. Пополнение убыли производят чистым маслом с соблюдением всех предосторожностей от попадания пыли, песка, атмосферных осадков и других посторонних примесей. Пользуются только сухим и чистым заправочным инвентарем. После заправки бывший в употреблении инвентарь промывается бензином Б-70 или керосином и просушивается.

Чтобы не допустить при заправке систем маслом АМГ-10 смешения масла с водой, смолами и другими механическими примесями, которые могут оказаться в осадке, не следует взбалтывать бидоны с маслом, а при их опорожнении необходимо оставлять на дне 150—200 см³ масла.

Обычно заправку гидросистем производят раздаточными пистолетами с фильтрами из частой сетки № 40 (1600 отверстий на 1 см²).

Уровень масла должен находиться в пределах **рисок**, нанесенных на мерных линейках. Если масло было полностью слито или производились работы, связанные с разъединением трубопроводов, то систему заполняют маслом и удаляют из нее воздушные пробки. Затем после удаления воздушных пробок масло доливается до верхней риски мерной линейки при выпущенном шасси и убранных закрылках и тормозных щитках. Если в бачке уровень масла будет выше верхней риски, излишек необходимо слить через всасывающий клапан подключения аэродромного насоса.

5. ВИБРАЦИИ САМОЛЕТОВ

Параметры и виды колебаний, возникающих на летательных аппаратах

Периодические колебания или вибрации упругих конструкций с постоянной амплитудой (гармонические), с уменьшающейся амплитудой (затухающие) и с увеличивающейся амплитудой (возрастающие) приведены на рис. 1.21.

Для летательных аппаратов характерны гармонические колебания различных частот, которые могут продолжаться в течение всего полета. Затухающие колебания продолжаются ограниченное время и чаще всего имеют место при ударных нагрузках, например при посадке. Возрастающие колебания могут привести к разрушению конструкции, и поэтому их не должно быть.

По видам колебания подразделяются на собственные (или свободные), вынужденные и самоколебания.

Собственные колебания имеет каждая упругая конструкция, но рассматривать их изолированно можно только условно, поскольку все они связаны в единую упругую систему.

Вынужденные колебания вызываются периодическими внешними силами и определяются периодом и величиной внешней силы. Поэтому одна и та же деталь может совершать колебания с различными частотами и формами или тонами колебаний. На рис. 1.21 показаны формы (тона) колебаний шарнирно закрепленной тяги проводки управления. Именно вынужденные колебания определяют динамическую прочность изделия. При совпадении частот вынужденных и собственных колебаний возникают резонансные колебания, которые могут вызвать разрушение конструкции (быстро возрастают амплитуды и поэтому недопустимы в эксплуатации).

Самоколебания (или самовозбуждающиеся колебания) — особый вид колебаний, возникают при определенных условиях, протекают очень энергично и приводят к разрушению конструкции, и наоборот, увеличение длины тяги уменьшает собственную частоту колебаний. Например, если длина тяги увеличивается в 2—3 раза, то собственная частота колебаний уменьшается соответственно в 4—9 раз. Наиболее эффективным способом изменения собственной частоты колебаний тяги является изменение ее длины.

Определение частот собственных колебаний. Расчет частот собственных изгибных колебаний тяг проводки управления, шарнирно соединенных на качалках, сводится к определению частот собственных колебаний балки, шарнирно закрепленной на концах, по следующей формуле:

$$\nu = \frac{94,2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \text{ кол/мин,}$$

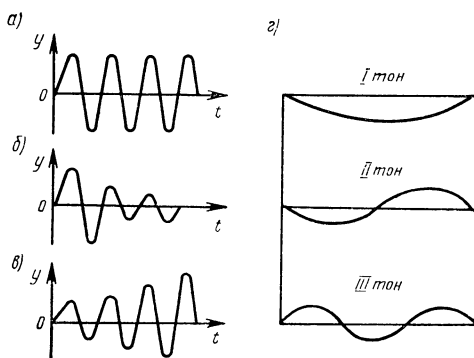


Рис. 1.21. Графики различных колебаний и тонов колебаний:

a — гармонические; *б* — затухающие; *в* — возрастающие; *г* — формы первых трех тонов колебаний тяги проводки управления

где EI — жесткость тяги на изгиб приводится в справочниках; m — погонная масса тяги; l — длина тяги.

Частота собственных колебаний тяг, установленных на роликовых направляющих и перемещающихся только в осевом направлении, определяется по формуле

$$\nu = 9,55 \frac{a^2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \text{ кол/мин},$$

где l — длина тяги между роликами; a — коэффициент, зависящий от упругости опор, определяемый по специальным графикам.

Жесткие толчки на ручке управления. Наряду с колебаниями тяг управления наблюдаются резонансные колебания балансиров рулей и элеронов. При этом наличие на конце трубы большого груза вызывает появления значительных перегрузок при вибрациях балансиров. Такие перегрузки могут появиться не только при строго периодических импульсах, но и в случае повторяющихся толчков. Если сообщаемые балансире толчки повторяются часто, то вызываемые каждым толчком колебания не успевают затухнуть в промежутках между двумя толчками и получаются нерегулярные вибрации балансира, что можно наблюдать, например, при рулении и пробеге самолета по неровному аэродрому. Эти вибрации балансира воспринимаются летчиком как жесткие толчки на ручке (штурвале) управления самолетом. Борются с такого типа вибрациями балансиров путем повышения жесткости крепления балансиров.

Противовибрационный ударный демпфер. Для борьбы с вибрациями тяг проводки управления применяют так называемый ударный демпфер, который представляет собой покрытый слоем резины грузик, помещенный внутри трубы с небольшим зазором (2—3 мм). При колебаниях тяги грузик будет ударять о ее стенки, сбивая фазу колебаний и поглощая некоторую долю энергии.

Предупреждение вибраций проводки управления самолетом

Любая тяга управления имеет свою частоту собственных колебаний, т. е. частоту, с которой она будет колебаться, после того как причина, вызвавшая ее колебания, исчезнет. Различные источники колебаний на самолете (двигатель

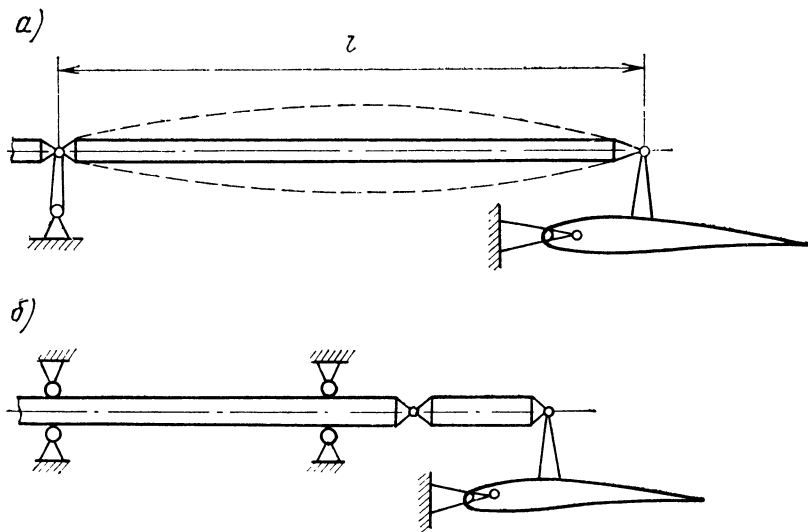


Рис. 1.22. Вибрации проводки управления:

а — тяга шарнирно соединяется с концами; б — тяга опирается на роликовые направляющие

тельные установки, винты, аэродинамические возмущения и др.) вызывают в проводке управления вынужденные колебания (рис. 1.22).

Собственные и поперечные колебания тяг. Собственные колебания тяг управления могут попасть в резонанс с возмущающими импульсами источника, и, достигнув опасных размеров, вызвать обрыв тяг. Как правило, разрушение тяги от вибрации происходит обычно не сразу, а по прошествии некоторого иногда довольно длительного времени в результате усталости материала. Поперечные колебания тяги могут и не давать ощущений на ручке или на педалях управления, так как они происходят без заметного смещения концов тяги и не влекут за собой заметных отклонений качалок, а следовательно, и передачи тряски на соседние тяги.

Предупреждение резонанса. Для предупреждения резонанса производится расчет собственных частот колебаний всех тяг проводки управления и затем тяги подбирают так, чтобы не мог наступить резонанс. Кроме того, чтобы избежать попадания тяг в резонанс, особенно на эксплуатационном режиме работы двигателя, необходимо, чтобы частота в минуту основного тона собственных колебаний каждой тяги не была равна числам n_2 и $2 n_2$, а отличалась бы от них примерно на 300—400 кол/мин. Здесь n_2 — частота вращения турбины двигателя (винта) в минуту на эксплуатационном режиме.

Собственная частота колебаний тяги зависит от диаметра трубы, ее толщины и особенно от длины тяги. Увеличение диаметра трубы ведет к повышению собственной частоты колебаний тяги.

Ограничение вынужденных колебаний оперения — бафтинг

Распространенными видами вынужденных колебаний, причинами которых являются неуравновешенность двигателя, винта и других частей самолета в полете, является их тряска (бафтинг), вызванная потоком воздуха, завихренным при обтекании элементов, расположенных впереди. Больше всего опасен бафтинг хвостового оперения. Завихренный поток, попадая на оперение, создает воздушные ударные нагрузки периодического характера, вызывающие колебания оперения.

Различают нескоростной и скоростной бафтинги хвостового оперения.

Нескоростной бафтинг — дрожание хвостового оперения из-за повторяющегося воздействия на него вихрей, срывающихся с элементов самолета. Срыв потока происходит с крыла при полете на углах атаки, близких к критическим, с различных надстроек на крыле или фюзеляже, с неудачного по форме сопряжения крыла с фюзеляжем и т. п. (рис. 1.23, а).

Скоростной бафтинг — тряска хвостового оперения при полете на больших скоростях вследствие возникновения волнового кризиса при сверхзвуковом обтекании крыла и других элементов самолета, расположенных впереди оперения, где происходит срыв потока за скачком уплотнения.

Параметры вихревой дорожки. При всех видах бафтинга во время срыва потока с крыла либо с другой части самолета за ними образуется вихревая дорожка (пелена) сопротивления с шахматным расположением вихрей. На рис. 1.23, б обозначены через h — высота вихревой дорожки, а через l — шаг вихрей.

При возрастании числа M ввиду сжимаемости воздуха высота завихренной зоны растет. Особенно резкое уве-

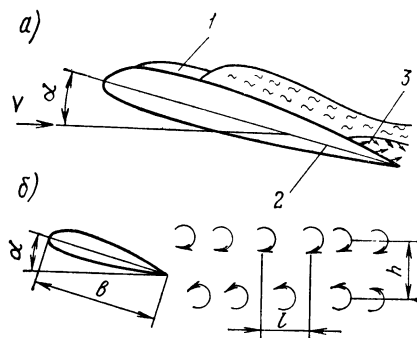


Рис. 1.23. Схема обтекания профиля крыла:

а — обтекание крыла на больших углах атаки; 1 — точка отрыва ламинарного слоя; 2 — точка отрыва турбулентного слоя; 3 — оторвавшиеся вихри; б — схема образования вихревой дорожки

личение высоты вихревой дорожки и интенсивности вихрей происходит в момент возникновения волнового кризиса.

Бафтинг ощущается летчиком в виде периодических ударов по оперению, имеющих случайные амплитуды и частоты, вызывающие рывки управления и вздрагивания конструкции самолета.

При интенсивном вихреобразовании, когда частота вынужденных колебаний $\nu_{\text{вын}}$ близка к наименьшей собственной частоте колебаний оперения $\nu_{\text{оп}}$, амплитуды колебаний оперения и фюзеляжа (с учетом его упругости) могут быть настолько большими, что вызовут остаточные деформации конструкции. Если $\nu_{\text{вын}} = \nu_{\text{оп}}$, то возникает резонанс. Для современных самолетов выбирают $\nu_{\text{оп}} \gg \nu_{\text{вын}}$, что обусловлено необходимостью повышения жесткости оперения и фюзеляжа во избежание возникновения явления реверса оперения (обратные действия).

Для устранения и предотвращения бафтинга проводят следующие мероприятия: при проектировании нового самолета уделяется внимание улучшению обтекания самолета; в местах сопряжения крыла и фюзеляжа устанавливают зализы, скрупулезно выбирают внешние формы фонарей и других надстроек, оперение стремятся выносить из зоны действия вихрей. Однако вихри, вызывающие бафтинг, могут возникнуть и вследствие появившихся в условиях эксплуатации искажений внешних очертаний самолета, например профиля крыла после ремонта или деформации от перегрузок и др.

При возникновении бафтинга изменяют режим полета. Например, если бафтинг возник при полете на большом угле атаки, то переводят самолет на меньший угол атаки. Если бафтинг возникает на большой скорости полета, немедленно снижают скорость.

6. ОБЛЕДЕНЕНИЕ И ОБМЕРЗАНИЕ САМОЛЕТОВ

Сравнительные характеристики противообледенительных систем

Установка противообледенительной системы вызывает ухудшение летно-технических и эксплуатационных данных самолета вследствие уменьшения тяги или мощности (если источником энергии для системы является самолетный двигатель), повышение расхода топлива, увеличения веса и усложнения конструкции.

Способы отбора энергии. Существуют следующие способы отбора энергии от ГТД для противообледенительной системы:

использование механической энергии от вала компрессора и преобразование ее в электрическую. Такая система требует установки мощных генераторов, особенно если предполагается защищать от обледенения большие поверхности крыла и оперения;

использование нагретого воздуха от компрессора двигателя. Этот способ прост и не требует дополнительных установок. Воздух, отбираемый от компрессора и имеющий температуру 150—200°C, непосредственно используется в противообледенительной системе;

использование тепловой энергии выходящих газов. Здесь выходящие газы отводятся из реактивного сопла. Так как температура газов высокая, то они должны быть смешаны с определенным количеством холодного воздуха. Из-за возможной коррозии трубопроводов и конструкции самолета этот способ не получил широкого распространения.

Надежность систем. Вероятность отказа воздушно-тепловой системы очень мала. Отказ возможен лишь при несрабатывании механизмов открытия заслонок. Повреждения трубопроводов, каналов гофра и двойной обшивки возникают редко.

Электротепловая система с ее продольными и поперечными тепловыми «ножами», генераторами переменного или постоянного тока, программными механизмами, контакторами и т. д. более сложна, отказ ее более вероятен. Система требует более строгого контроля.

Однако электротепловая система циклического действия позволяет ограничивать зону обогрева приблизительно участком, составляющим 8—15% хорды профиля, что очень важно. Кроме того, электротепловая система

может быть установлена почти на любых по размерам и форме частях и деталях самолета.

Влияние на летные качества самолета. Отбор воздуха для противообледенительной системы от компрессора значительно снижает тягу ТРД (или мощность ТВД), что имеет особенно важное значение при работе двигателя на максимальном и номинальном режимах.

Уменьшение тяги. Для ТРД уменьшение тяги почти прямо пропорционально количеству отбираемого воздуха.³ Например, если для защиты от обледенения самолета берется 5% количества воздуха, расходуемого двигателями, то тяга двигателей также уменьшится приблизительно на 5%.

ТВД более чувствителен к недобору поступающего в него воздуха, так как каждый процент отбираемого системой воздуха влечет за собой снижение мощности двигателя на 2—3%.

Максимальное количество воздуха, которое может быть отобрано для защиты от обледенения от ТРД, не должно превышать 12%, от ДТРД — 7%, и от ТВД — 5%.

Отбор достаточного для защиты от обледенения количества энергии от двигателя при электротепловой системе уменьшает тягу не более чем на 1%, т. е. в несколько раз меньше, чем в случае воздушно-тепловой системы.

Вес противообледенительной системы. Как показывает статистика, на современном пассажирском самолете вес противообледенительной системы (спроектированной в соответствии с принятыми расчетными условиями) составляет 0,6—1% от взлетного веса. При этом значительной разницы в весе между электротепловой и воздушно-тепловой системами нет. Например, воздушно-тепловая система непрерывного действия самолета с четырьмя ТВД составляет 349 кгс, самолета с ТРД — 318 кгс. Электротепловая система циклического действия типа «Спреймат» составляет 372 кгс.

Увеличение расхода топлива. При отборе воздуха от компрессоров ТРД для работы воздушно-тепловой системы в течение одного часа необходимо дополнительно израсходовать 272 кг топлива. Для воздушно-тепловой системы с теплообменниками, установленной на турбовинтовом самолете, требуется 180 кг топлива и для электротепловой циклической системы — 110 кг топлива.

Техническое обслуживание. Воздушно-тепловая система с непосредственным отбором воздуха от компрессоров более проста в обслуживании.

Регламентные работы по этой системе сводятся к периодической проверке механизмов управления, контроля и проверке состояния некоторых трубопроводов. Срок службы воздушно-тепловой системы за исключением механизма управления и контроля определяется сроком службы конструкции самолета.

Обслуживание такой же системы с теплообменниками более сложное, так как в эксплуатации требуются регулярные осмотры и проверки состояния теплообменников, подвергающихся большим температурным напряжениям.

Техническое обслуживание электротепловой системы более трудоемко, чем воздушно-тепловой. Для такой системы необходимы периодические осмотры и ремонты генераторов переменного тока, программных механизмов, проверки электронагревательных элементов, изоляции проводов и другие работы. Срок службы системы обычно меньше срока службы конструкции самолета.

Противообледенительные системы остекления кабин и воздухозаборников ГТД

Для защиты остекления кабин от обледенения применяются тепловой и жидкостно-механический способы.

Тепловой способ заключается в нагреве поверхности стекла до положительных температур и осуществляется различными способами. Между слоями триплекса вклеивается прозрачная токопроводящая пленка, через которую пропускается электрический ток. Расход энергии 4—8 кВт на 1 м² поверхности остекления. Система имеет термовыключатели, которые отключают ток при температуре 25—35°C. Кроме того, нагрев стекол может осуществляться горячим воздухом, подводимым к остеклению изнутри кабины.

Жидкостно-механический способ заключается в подаче на остекление спирта с одновременным протиранием стекол щетками-стеклоочистителями, аналогичными стеклоочистителям ветровых стекол автомобилей.

Для защиты передних кромок воздухозаборников ГТД применяются электротермические противообледенители, аналогично протектору лопастей (рис. 1.24). Исключение составляет лишь режим нагрева. При нахождении в зоне обледенения воздухозаборники обогрываются не периодически, а непрерывно, что полностью исключает образование на них льда. Температура передних кромок их составляет плюс 40—50°С.

В некоторых конструкциях ГТД предусмотрен подогрев воздухозаборников горячим воздухом от компрессора двигателя или горячим маслом. Эти системы органически связаны с конструкцией двигателя и не требуют дополнительного электротермического нагрева.

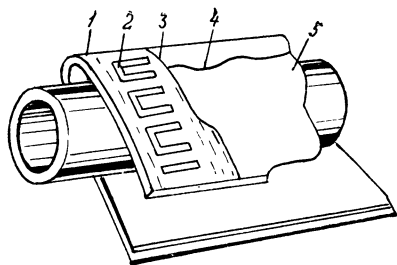


Рис. 1.24. Электротермический противообледенитель:

1, 3 — стеклоткань; 2 — нагревательный элемент; 4 — окантовка; 5 — резина

Предохранение самолетов от обмерзания и способы удаления льда

Одним из эффективных способов предохранения самолетов от обмерзания является ангарное хранение. Практически же самолеты хранятся на открытом воздухе, поэтому появилась необходимость предохранять их от обмерзания.

Зачехление планера. В осенне-зимний и весенний периоды при прогнозировании снегопада, гололеда и т. п. зачехляют самолет сразу после посадки, причем зачехляемая поверхность самолета и чехлы должны быть сухими и иметь достаточную механическую прочность. Например, разрывная нагрузка по основе и утку должна находиться в пределах 60—70 кгс/50 мм, а сопротивляемость надрыву не менее, чем для хлопчатобумажных тканей палаточного полотна. Для того чтобы чехлы не были тяжелыми и громоздкими, оптимальная масса одного погонного метра материала при ширине 80—90 см должна составлять 100—150 г.

При условии механизации зачехления и подбора материала для чехлов, отвечающего всем необходимым требованиям, а также при соблюдении необходимых правил зачехление широко применяется и является одним из эффективных способов предохранения самолетов от обмерзания.

Гидрофобные поверхности. Физико-химический способ предохранения самолетов от обмерзания заключается в устранении возможности оседания влаги на поверхностях или в уменьшении до нуля силы сцепления между образовавшимся льдом и защищаемой поверхностью.

Избежать оседания влаги на поверхности самолета можно при условии, если она будет обладать свойством не смачиваться водой; такая поверхность называется гидрофобной. Создание гидрофобных покрытий является одним из основных способов предохранения самолетов от обмерзания. К гидрофобным относится ряд органических веществ: углеводороды, жиры, воски, жирные кислоты, а также твердые тела с неметаллическими свойствами — графит, сера, сульфиды неметаллов.

В иностранной печати широко рекламируются кремнийорганические соединения, при этом указывается, что обработка поверхности самолетов этими соединениями уменьшает силу сцепления льда на 96—98%.

Способы удаления льда с поверхностей самолетов сводятся к переводу льда из одного фазового состояния (твердого) в другое (жидкое) и к последующему сохранению образовавшейся влаги в жидком состоянии (при низких отрицательных температурах воздуха) или к полному ее испарению.

Тепловые способы удаления льда сводятся к тому, что теплоноситель, взаимодействуя со льдом, передает ему тепло, в результате чего лед плавится, а образовавшаяся влага испаряется.

Из жидких теплоносителей наиболее хорошо удовлетворяет большинству предъявляемых к ним требований вода. Она имеет большую теплоемкость, сравнительно высокую температуру кипения и незначительную коррозионную агрессивность. Кроме того, вода инертна по отношению к лакокрасочным покрытиям самолетов, легкодоступна и дешева. Из газообразных теплоносителей приемлемым является подогретый воздух.

Способ удаления льда жидкими теплоносителями заключается в обработке поверхности самолета водой, подогретой до 50—60°C. Для удаления с самолета ледяных отложений включают насос, который под давлением 1,5—2 ат подает теплую воду по шлангу на обледеневшую поверхность. Затем поверхности протирают сухой и мягкой ветошью или замшей. Ледяные отложения удаляются сначала с фюзеляжа, далее с крыла и хвостового оперения.

Удаление льда грелкой. Для удаления льда с поверхности самолета применяется специальная грелка, которая представляет собой плоский резиновый мешок с горловиной, наполненный водой, имеющей температуру 70—80°C. При наложении такой грелки на обледеневшую поверхность самолета лед плавится и образовавшаяся вода испаряется. Путем последовательного перемещения грелки по поверхности самолета добиваются освобождения его ото льда. Этот способ применяется мало из-за недостаточной его эффективности.

Применение газообразного теплоносителя принципиально не отличается от рассмотренных выше. Теплый воздух подается по рукавам на открытую поверхность льда или закрытое чехлом пространство от подогревателей двигателя с температурой 50—60°C. Источниками теплого воздуха служат подогреватели МП-85, МП-300 и др. После уменьшения сцепления льда с поверхностью лед быстро счищают волосяными щетками. Этот способ хорошо себя зарекомендовал и широко применяется.

Применение смеси воды и незамерзающей жидкости. Широкое применение в эксплуатации нашел способ, основанный на удалении образовавшегося на поверхности самолета льда подогретой смесью воды и жидкости, понижающей температуру замерзания воды. Как известно удаление льда горячей водой — весьма эффективный способ, однако основным его недостатком является то, что при температурах воздуха ниже —5°C и особенно при наличии ветра вода на поверхности самолета быстро замерзает, и самолет вновь оказывается покрытым слоем льда. При этом возможно попадание воды и ее замерзание в узлах подвески рулей, элеронов и т. д. Поэтому применяют водные растворы жидкостей, имеющих низкую температуру замерзания: этиловый, изопропиловый спирты, этиленгликоль, глицерин и др. Предварительно их подогревают до 50—60°C, что обеспечивает удаление льда и предотвращает последующее замерзание воды на поверхности самолета.

Защита от обледенения силовых установок самолета

К обледенительной системе силовых установок авиационной техники предъявляются высокие требования. Это объясняется тем, что безопасность полета должна быть обеспечена в любых условиях полета, поэтому работоспособность силовых установок не должна серьезно снижаться, как бы тяжелы ни были условия в течение всего времени, когда самолет будет находиться в зоне обледенения.

Осевой компрессор ГТД особенно чувствителен к обледенению, так как в условиях обледенения лед может интенсивно образовываться на входных направляющих лопатках, на лопатках первого ряда и статора. Обледенение этих элементов конструкции может наступить в течение нескольких минут, что может повлечь за собой значительное уменьшение мощности двигателя.

Серьезными могут быть случаи повреждения льдом лопаток компрессора, особенно если они изготовлены из алюминиевых сплавов.

Нарушение работы двигателя. Специальные эксперименты, проведенные на самолете, показали, что при запоздалом включении противообледенительной

системы образование льда на элементах воздухозаборника может серьезно нарушить работу двигателя вплоть до его полного выключения. Это объясняется тем, что внутрь двигателя попадают куски льда при сбросе их с воздухозаборника. При этом происходит срыв пламени в камерах сгорания. Характерно, что нарушения в работе двигателя непосредственно связаны с количеством льда, который может одновременно сбрасываться в газозадушный тракт двигателя.

Так, например, на самолете конструкции Антонова попадание в двигатель АИ-20 кусков льда толщиной 10—15 мм и длиной, равной половине окружности воздухозаборника, приводит к резкому падению мощности двигателя и уменьшению его оборотов на 3—4%. Нарушение режима работы двигателя сопровождается тряской, хлопками и появлением клубов белого дыма на выхлопе.

Для защиты двигателей широко применяются противообледенительные системы непрерывного действия (системы, предупреждающие обледенение).

Если продолжительность работы противообледенительной системы планера составляет 3—6% летного времени, то для силовых установок эта цифра достигает 15—20% и более. Это объясняется тем, что для многих типов самолетов инструкция требует включения противообледенительной системы двигателей до входа в облачность или другую зону, в которой возможно обледенение, начиная с температуры наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, в то время как противообледенительная система, например, крыла включается обычно после срабатывания сигнализатора обледенения.

Типичной воздушно-тепловой системой непрерывного действия для силовой установки является противообледенительная система, в которой для защиты от обледенения двигателей и воздухозаборных каналов используется воздух, отбираемый от восьмой ступени компрессоров. Этим воздухом обогреваются носок воздухозаборника, накладные спицы переднего корпуса компрессора, обтекатель турбостартера, выхлопная труба турбостартера и воздухоразделительная перегородка.

Для обогрева лопаток входного направляющего аппарата горячий воздух отбирается отдельно от пятой ступени компрессора.

Управление противообледенительной системой — пневматическое. Воздух из воздушной системы поступает к крану управления системой, установленному на пульте у правого летчика. От крана управления воздух подводится к кранам отбора воздуха от левого и правого двигателей.

Расход воздуха на обогрев воздухозаборника двигателя на высоте 1000 м и скорости по прибору 400 км/ч составляет 1250 кг/ч, на обогрев воздухоразделительной перегородки примерно 350 кг/ч. С увеличением высоты полета до 8000 м расходы падают соответственно до 950—260 кг/ч.

Противообледенительная система позволяет увеличивать расход воздуха, а следовательно, и повышать эффективность ее действия при повышении режима работы двигателя (рис. 1.25).

Так, увеличение оборотов двигателя, соответствующее повышению скорости полета с 400 до 600 км/ч по прибору, приводит к возрастанию расхода воздуха на носок воздухозаборника на 100 кг/ч и к увеличению температурных перепадов на носке в среднем на 12°C .

Сигнализаторы обледенения. Необходимым условием эффективной работы противообледенительных систем двигателей, а также электротепловых противообледенительных систем циклического действия является своевременное их включение. Это требование удовлетворяется установкой на самолете надежных в действии высокочувствительных сигнализаторов, информирующих летчика о начале обледенения. Такие сигнализаторы необходимы также для правильной и быстрой оценки летчиком условий полета, что имеет не менее важное значение, чем своевременное включение противообледенительной системы.

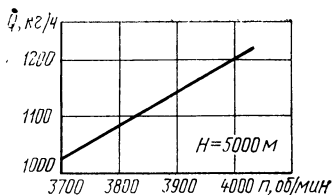


Рис. 1.25. Зависимость расхода воздуха на обогрев носка воздухозаборника от частоты вращения турбины двигателя РД-3М-500

Сигнализаторы обледенения работают по одному из следующих принципов: определение в атмосфере переохлажденных капель воды (или кристаллов льда) при температурах ниже 0°C;

непосредственная регистрация образования слоя льда на датчике. Сигнализаторы первого типа основаны на измерении косвенных величин, например электрического сопротивления или проводимости, теплоотдачи и др. Сигнализаторы второго типа основаны на непосредственном воздействии слоя льда на датчик.

Приближенная оценка возможности обледенения летательного аппарата в полете

С увеличением скорости полета и, следовательно, кинетического нагрева, когда обтекаемые поверхности имеют положительные температуры, обледенение летательного аппарата становится невозможным. Величину кинетического нагрева передней кромки приближенно оценивают по следующей формуле:

$$\Delta t \approx \frac{V^2}{2000},$$

где V — скорость полета, м/с.

Значения кинетического нагрева в зависимости от скорости полета приведены в табл. 1.11:

Т а б л и ц а 1.11

V , м/с	100	200	300	400	500
V , км/ч	360	720	1090	1440	1800
Δt , °C	5	20	45	80	125

Поправки к формуле и табл. 1.11. Приведенные формула и данные таблицы относятся к условиям адиабатического нагрева. В реальных условиях обледенения вследствие теплоотдачи и испарения влаги с обтекаемой поверхности летательного аппарата нагрев оказывается на 40—50% ниже значений, приведенных в табл. 1.11.

Например, если самолет пробивает облака со скоростью 720 км/ч, то средний нагрев передней кромки крыла будет не 20°C, как указано в таблице, а всего лишь 10—12°C.

В этом случае при температуре облаков ниже 12°C будет обледенение самолета, так как температура обтекаемой его поверхности окажется ниже нуля. При температуре облаков выше 12°C и скорости полета выше 720 км/ч обледенение самолета исключается.

Полеты в условиях обледенения

При подготовке и выполнении полета обращают внимание на следующие обстоятельства. В каких синоптических условиях проходит маршрут полета: в однородной воздушной массе, с пересечением фронтальных разделов или вдоль фронта?

На каких высотах находятся верхняя и нижняя границы облаков? Как распределяется температура наружного воздуха по высотам и где проходят изотермы 0° С и — 10° С? Наиболее часто зона обледенения располагается между этими изотермами.

Обледенение в верхних слоях. При полете в облаках однородных воздушных масс (слоистых, слоисто-кучевых, кучевых и кучево-дождевых) необходимо учитывать, что наиболее интенсивное обледенение имеет место в верхней части этих облаков. При этом верхняя граница слоистых и слоисто-кучевых облаков редко

превышает 2000 м, вместе с тем протяженность по горизонтали зоны обледенения в этих облаках может быть очень большой.

Если из слоистых и слоисто-кучевых облаков выпадают значительные осадки в виде снега, интенсивность обледенения в этих облаках бывает слабая или же обледенение отсутствует. Когда осадки не выпадают совсем или выпадают в виде переохлажденной мороси, то интенсивность обледенения может быть средней и даже большой.

В кучевых и кучево-дождевых облаках однородных воздушных масс обледенение большой интенсивности может быть на высоте 2000 — 3500 м. При этом температура наружного воздуха может быть значительно ниже — 10° С. Верхняя граница кучево-дождевых облаков может превышать 4000 м.

Наиболее интенсивно обледенение в кучево-дождевых и кучевых облаках в весенний и осенний периоды года.

В слоисто-дождевых облаках теплого фронта часто наиболее интенсивное обледенение наблюдается в их нижней части, где водность облаков и размер капель в большинстве случаев наибольшие. Когда теплый фронт не сопровождается положительными температурами в нижней части облачной системы, то пересекать его следует на возможно большей высоте. Если же за фронтом наступает теплый воздух с положительными температурами в нижней части облачности, то зона обледенения за фронтом может располагаться в средней, а иногда и в верхней части облачной системы выше нулевой изотермы. В этом случае полет за фронтом следует проводить на малых высотах, где температура воздуха положительная.

Наиболее опасно обледенение в переохлажденном дожде, чаще всего связанным с теплым фронтом. Интенсивность обледенения в переохлажденном дожде очень большая.

Если самолет встречает переохлажденный дождь, то это означает, что вышележащие слои облаков имеют положительную температуру. Поэтому быстрый набор высоты может вывести самолет из опасной зоны.

Отличительные черты теплого фронта. Когда теплый фронт характеризуется обильными осадками в виде снега и мощным вертикальным развитием облачности (до 6000—8000 м), обледенение в облаках или отсутствует, или, как правило, имеет слабую интенсивность.

Если теплый фронт характеризуется осадками в виде слабого снега или мороси и облачность его не имеет большого вертикального развития, то в облаках наблюдается обледенение большой интенсивности. При этом часто образуется прозрачный лед корытообразной формы, который наиболее резко ухудшает летные качества самолета.

В кучево-дождевых облаках холодных фронтов обледенение может быть очень интенсивным. Наиболее интенсивно обледенение в верхней части облачности. Поэтому пересекать фронт следует или выше облаков, или, если это невозможно, на малых высотах.

Следует иметь в виду, что обледенение в этих облаках может происходить при весьма низких температурах наружного воздуха.

7. КОНТРОЛЬНЫЕ И ПРОВЕРОЧНЫЕ РАБОТЫ

Критерии готовности авиационной техники к полету

Летательный аппарат считается подготовленным к полету только после того как:

он полностью укомплектован и имеет достаточный ресурс планера, двигателей и оборудования для выполнения предстоящего полета;

выполнены в полном объеме установленные регламентные работы;

устранены записанные экипажем в бортовом журнале отказы, а также обнаруженные при техническом обслуживании неисправности и отказы;

произведены заправка топливом, маслом, специальными жидкостями и зарядка газами

он осматривается лицом инженерно-технического состава и признан исправным, что подтверждается подписью в карте-наряде на техническое обслуживание; он осматривается, проверен и принят экипажем от инженерно-технического состава, о чем имеется подпись бортмеханика (командира корабля, пилота), в карте-наряде на техническое обслуживание;

оформлена в установленном порядке техническая документация.

В полет выпускаются только исправные летательные аппараты, отвечающие техническим условиям, а также прошедшие подготовку и проверку в установленном порядке.

Регламент технического обслуживания является основным документом, определяющим объем и периодичность работ, выполняемых при техническом обслуживании планера, силовых установок и специального оборудования.

Проверка усилий трения в органах управления самолетом

Технология проверки. Проверку усилий трения в органах управления самолетов производят при безветрии. Вначале снимают струбицы, расстопоривают рули и работают некоторое время педалями, колонками и штурвалом управления. Далее уравнивают колонку управления в вертикальном положении при помощи грузов, подвешиваемых на мягких лентах на каждой половине руля высоты (рис. 1.26). Затем замеряют усилия трения при движении колонки из

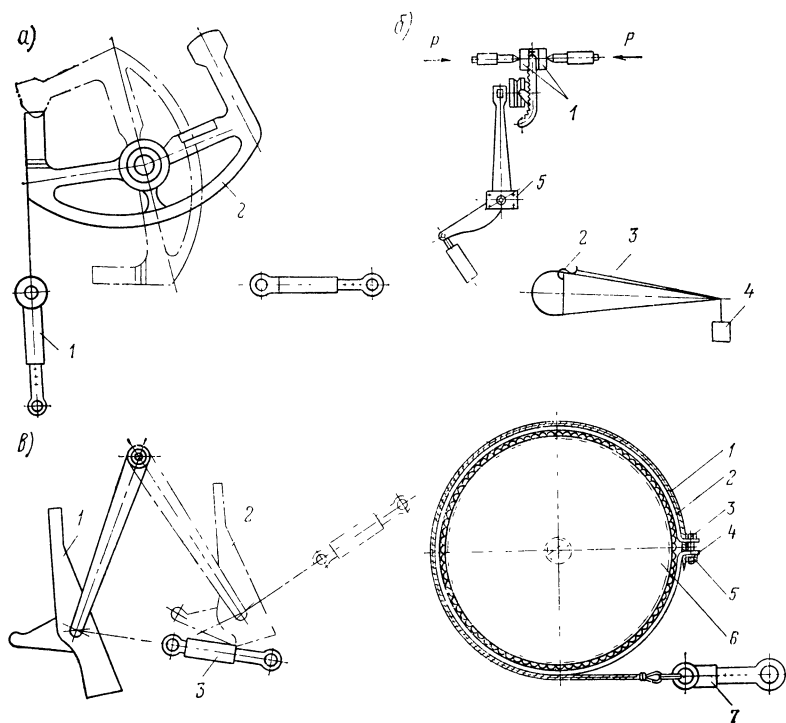


Рис. 1.26. Схема замера сил трения:

- а — в управлении элеронами;
- 1 — динамометр; 2 — штурвал;
- б — в управлении рулем высоты;
- 1 — предохранительные прокладки; 2 — крючок; 3 — мягкая лента; 4 — груз; 5 — ось вращения штурвала;
- в — в управлении рулем направления;
- 1 — переднее крайнее положение педали; 2 — заднее; 3 — динамометр;
- г — в системе управления триммерами руля высоты;
- 1 — шпагат; 2 — стяжной хомут; 3 — болт; 4 — шайба; 5 — гайка; 6 — штурвал; 7 — динамометр

одного крайнего положения в другое. Допускается при движении на себя 5 кгс, от себя 10 кгс. Динамометр постоянно удерживают перпендикулярно колонке управления. Для точного определения усилий трения делают три замера и считают среднее значение усилием трения. При этом усилие трогания с места в расчет не принимают.

Усилие трения проверяют с мест левого и правого летчиков.

При отклонении от технических требований проверяют все звенья проводки руля высоты и обращают внимание на состояние подшипников качалок и кронштейнов поворотных труб; на исправность тяги гермоузла.

Проверяют отсутствие заедания в направляющих роликах и зазоры между тягами и роликами.

Усилие трения. Замеряют усилие трения при движении штурвала из одного крайнего положения в другое (допускается до 5 кгс), удерживая динамометр во время движения по касательной к ободу штурвала (рис. 1.26 а). Потом замеряют усилие трения при движении педалей из одного крайнего положения в другое (допускается до 10 кгс). Динамометр укрепляют на педали и удерживают во время движения по касательной к дуге перемещения педалей (рис. 1.26, в). Затем динамометр укрепляют хомутом на штурвале управления триммером руля высоты (рис. 1.26, г) и замеряют усилие трения при движении штурвала из нейтрального положения в обе стороны. Среднее значение усилия трения не должно превышать $3+1$ кгс.

Проверка суммарных люфтов в управлении самолетом

Проверка суммарных люфтов в управлении самолетом производится по такой технологии. Устанавливают ручку и педали в кабине в нейтральное положение и закрепляют их неподвижно.

Проверяют элероны и рули при зажатой ручке управления. При этом они должны вписываться в дужку крыла, стабилизатора или киля.

Люфты в элеронах и рулях высоты не должны превышать 2 мм при приложении усилия 2 кгс на конце дужки рулей поверхности при наличии давления в гидравлической системе.

При закрепленных педалях люфт в руле направления не должен превышать 2 мм при приложении усилия в 2 кгс на наибольшей хорде руля поворота. Замер производится по концу корневой дужки элерона или руля высоты.

Свободный ход ручки управления проверяют при зажатых стробцинами элеронах и рулях высоты (давление в гидросистеме отсутствует). Свободный ход не должен превышать 3 мм (по верхней точке ручки) при усилии в 2 кгс, приложенного к середине рукоятки ручки управления самолетом.

При наличии давления в гидросистеме перемещение ручки должно происходить только от свободного хода (зона нечувствительности) золотника гидроусилителя и люфтов в шарнирных соединениях от ручки до гидроусилителя и не должно превышать 5 мм.

Люфты триммеров рулей высоты и направления не должны превышать 1 мм при приложении усилия на кромке триммера не более 1 кгс. Замер производится по концу корневой дужки триммеров.

Проверка на стук. Рули и элероны заклинивают стробцинами в нейтральном положении и приводят в колебание ручку управления или педали знакопеременным усилием (0,8—1,5 кгс) от руки—стука не должно быть слышно.

Управление элеронов проверяют при выключенном гидроусилителе и при этом левый и правый элероны заклинивают поочередно. При наличии стука или свободного хода устанавливают, какой шарнир вызывает это явление и затем устраняют люфты.

Контроль герметичности изделий

Герметичность — один из важных сборочных параметров изделий, который оговаривается в ТУ на сборку и в сборочных чертежах, и в зависимости от функционального назначения изделий герметичность может быть полной или неполной.

Полная герметичность предусматривается, как правило, в баках, емкостях трубопроводах, камерах, ЖРД и других изделиях преимущественно сварной или паяной конструкции. Полная герметичность в этих случаях обусловлена недопустимостью вытекания жидких или газообразных веществ, что может повлечь за собой опасные явления.

Неполная, или ограниченная, герметичность предусматривается в уплотнениях (манжетных, сальниковых, лабиринтных), в клапанных механизмах, кранах и других по преимуществу разъемных и подвижных соединениях, для которых вытекание вещества в ограниченных количествах в окружающую среду или другую полость изделия не вызывает опасных последствий.

В авиационной технике применяются следующие методы контроля герметичности: керосином, сжатым воздухом, течеискателями, химическими реагентами и рентгеном.

Контроль керосином (используются его высокие проникающие свойства) применяется для проверки неразъемных прежде всего сварных соединений, причем в изделиях сравнительно простой конструкции или на первых стадиях их изготовления, когда доступны обе стороны соединения. Сначала со стороны, открытой для визуального осмотра, соединение (шов) покрывается меловым раствором (либо с добавкой клея). После сушки обратная сторона соединения обильно смачивается керосином. Появление темных керосиновых пятен на белом (меловом) фоне указывает на наличие течей. Керосин также используется для контроля разъемных и подвижных соединений типа клапанных и крановых, где не ставится условие полной герметичности. Например, при проверке плотности прилегания клапана к седлу допускается вытекание керосина до двух капель за 20 мин.

Контроль сжатым воздухом имеет более универсальные возможности и применяется на разных стадиях изготовления изделий. Сущность его состоит в том, что в полость изделия, герметичность которого нужно проверить, подается сухой воздух под избыточным давлением 0,5—1,5 или 3—5 кгс/см² и выше. При этом регистрация течей ведется с помощью аквариума, обмыливанием и по падению давления.

А к в а р и у м н ы й с п о с о б. Изделие погружается в резервуар с водой (аквариум), и течи обнаруживаются по появлению воздушных пузырьков, а величина течи характеризуется количеством пропускаемого им воздуха Q . Поток воздуха Q , натекающий в объем пузырька V за время t , равное при натекании m пузырьков $t_1 = tm$, получаем

$$Q = \frac{\pi d^3}{6} \cdot \frac{m}{t} p_{\text{ат}},$$

где d — диаметр пузырька, см; $p_{\text{ат}}$ — атмосферное давление над поверхностью жидкости в аквариуме.

Диаметр пузырька, зависящий от свойств жидкости и размера течи, будет тем меньше, чем меньше течь. В пределе он может оказаться столь малым, что его трудно визуально обнаружить. Чувствительность метода повышают, снижая давление над поверхностью воды (например, путем вакуумирования резервуара), или повышением давления в испытываемой полости изделия.

С п о с о б о б м ы л и в а н и я снаружи на соединение и прилегающие поверхности изделия, герметичность которых испытывается, наносится слой мыльной пены (используется мыльный корень или мыло с добавлением желатина как пенообразующего и глицерина для повышения вязкости). Негерметичность выявляется по образованию мыльных пузырьков. Метод не требует резервуаров и создает больше удобств для наблюдения течей. Он может быть применен при контроле сравнительно крупных изделий. Точность метода 10^{-2} л·мкм/с.

К о н т р о л ь п о п а д е н и ю д а в л е н и я. Контроль герметичности по падению давления состоит в регистрации спада давления воздуха в испытываемой полости изделия за определенный промежуток времени. Если объем полости V , а изменение давления в ней за время Δt составляет Δp_v , то количество вытекающего воздуха

$$G = V \frac{\Delta p_v}{\Delta t}.$$

Метод предназначен для проверки труднодоступных разъемных и неразъемных соединений, например разного рода уплотнений внутри собранных сборочных единиц и готовых изделий.

Контроль течеискателями применяется при сборке объектов, требующих полной герметичности. Имеется несколько типов течеискателей, но принцип их действия общий: они избирательно реагируют на определенное пробное вещество, проникающее через течи.

Распространение получили галоидные и гелиевые течеискатели. Имеются также радиоактивные течеискатели.

Галоидные течеискатели (ГТИ) реагируют на присутствие ионов галоидов (фреон, четыреххлористый углерод и другие галоидосодержащие газы в чистом виде или смеси с воздухом). ГТИ выполняются в двух модификациях: при избыточном давлении пробного вещества в изделии и при вакуумировании изделия.

Течеискатель ГТИ-3. Конструкция датчика течеискателя ГТИ-3, предназначенного для контроля течей при избыточном давлении фреона Ф-12, имеет диод, платиновый спиральный анод, который нагревается до 850°C и ионирует положительные ионы.

Второй электрод представляет собой платиновую трубку, развальцованную в стальной оболочке. При контроле прибор близко подводится к местам предполагаемых течей исследуемого объекта и перемещается со скоростью 10—20 мм/с. Включенный вентилятор непрерывно засасывает и прокачивает воздух между электродами. При наличии течи в межэлектродное пространство попадает некоторое количество фреона и в результате резко возрастает ионный ток, затем он усиливается и подается одновременно на стрелочный прибор — микроамперметр и через усилители и звуковой генератор — на телефон, подающий звуковой сигнал. Таким образом регистрируется относительная величина и место течи. Чувствительность прибора позволяет улавливать утечку фреона Ф-12 в количестве 0,5 г в год.

Гелиевый масс-спектрометрический течеискатель применяется для контроля высоковакуумных установок и подобных изделий, обладает большой чувствительностью. Прибор основан на улавливании ионов гелия, которые внутри масс-спектрометра пролетают в соответствии со своей массой по строго определенной траектории. Точность контроля течеискателем 10^{-4} — 10^{-3} л·ммк/с.

Контроль химическими реагентами. Способ контроля состоит в следующем. Узел, подлежащий контролю, заполняется контрольным газом, а снаружи исследуемые участки покрываются тонким слоем индикатора — вещества в консистенции краски. Вступая в химическую реакцию с проникающим газом, индикатор в местах течей резко изменяет свой цвет.

Метод рентгеноконтроля широко применяется для ответственных соединений, так как он позволяет получить объективный документ — снимок шва. Метод трудоемок и требует специальной защиты обслуживающего персонала.

Испытание и контроль топливной системы самолета на герметичность

Общие испытания топливной системы производят после заправки самолета на аэродроме для проверки герметичности. Так, например, на самолете Ту-104 проверяют герметичность соединений трубопроводов у нервюры № 7 и у фюзеляжа, включая на 15 мин подкачивающие насосы баков № 16 и 22.

После капитального ремонта производят испытание трубопроводов топливной системы сжатым воздухом с помощью стенов, оборудованных манометрами и мановакуумметрами. Проверка производится по отдельным магистралям. Магистраль дренажа проверяется при отключенных баках под давлением 1140 мм рт. ст. В течение 10 мин падение давления в магистрали не должно превышать 3 мм рт. ст. Магистраль питания испытывается при отключенных баках под давлением воздуха 2 кгс/см². Если в течение 15 мин падения давления не будет, производится испытание магистрали совместно с баками под избыточным давлением воздуха 50 мм рт. ст., измеряемого по мановакуумметру. Воздух во время этого испытания подается через дренажный трубопровод баков,

при этом остальные дренажные, сливные и разгрузочные трубопроводы должны быть заглушены, а перекрывные краны закрыты.

Способ обмыливания. Для обнаружения мест с течью (негерметичности) применяется обмыливание мест соединений, доступных осмотру. Мыльная пена готовится или из мыльного корня (ОСТ 4303) или из обычного нейтрального мыла с содержанием щелочи не более 0,05% с добавлением желатина как пенообразующего и глицерина для повышения вязкости.

Контроль жестких топливных баков

Неисправности баков. Характерными неисправностями жестких баков являются: разрушение перегородок, коррозия внутренней поверхности днища, обечаяек и каркаса бака, особенно около головок заклепок и из-под уплотнительных прокладок арматуры. На клепаных баках, не имеющих продольных перегородок, часто наблюдаются трещины в нижней части поперечных перегородок, а иногда и вырывы. Они появляются вследствие большой односторонней нагрузки, создаваемой топливом при наклонном положении баков.

Коррозия внутренних поверхностей нижних обечаяек баков происходит под действием влаги, выделяющейся из топлива на дно. Обечайки клепаных баков всегда имеют волнистую форму. Между швами крепления перегородок образуются впадины, в которых скапливается вода. Эта вода не может быть слита через сливное отверстие бака. Особенно интенсивно распространяется коррозия в том случае, если баки долго хранятся незаправленными.

Меры безопасности при осмотре баков. Осмотр внутренней конструкции бака производят до его пропарки с подсветом взрывобезопасной низковольтной электрической лампой или карманным фонарем с длинным хоботом; лампа фонаря должна быть защищена от повреждений. Взрывобезопасная лампа помещается в герметичном стеклянном колпачке с углекислотой. Если колпачок разобьется, давление газа снизится и пневматическое выключающее устройство прекратит подачу тока.

Проверка бака на герметичность. После осмотра бак проверяют на герметичность. Если бак штампованный и не имеет внутренних перегородок, то перед испытанием на него надо надеть специальное приспособление, предохраняющее бак от раздутия. Испытания производят под давлением 0,2 кгс/см².

Контроль мягких топливных баков

Неисправности баков. Основными неисправностями мягких баков являются трещины в местах переходов к утолщениям стенок под арматуру или крышку бака. Эти трещины появляются в результате неаккуратного снятия баков при низких температурах.

Проверка бака на герметичность производится путем заливки во всю группу баков топлива с выдержкой в течение 10 ч. Если течи нет, болты крепления крышки монтажного люка контрят и пломбируют.

Испытание снятых баков на герметичность производят в специальном контейнере путем заливки топлива под давлением 0,25 кгс/см², или ремонтируемое место промазывают мыльной пеной и в баке создают избыточное давление 0,2 кгс/см² в течение 5—10 мин. В случае негерметичности в мыльной пене будут видны выходящие из бака пузырьки воздуха.

Контроль топливных баков- отсеков крыла

Перед испытанием бака-отсека на герметичность заклепочные швы бака промазывают меловой водой и высушивают. Проверку на герметичность производят наполнением бака-отсека топливом и выдержкой под давлением 0,1 кгс/см² в течение 1 ч, а без давления 3 ч. Места течи обнаруживаются по появлению пятен на меловой обмазке.

Испытание трубопроводов на прочность

Испытание на прочность производят 1—2%-ным раствором хромпика (ГОСТ 2652—48) в чистой воде под давлением, в 1,5 раза превышающим рабочее, в течение 3—5 мин. Для трубопроводов из нержавеющей стали может применяться чистая вода без добавки хромпика. Герметичность проверяется обычно сжатым воздухом в аквариуме, помещенном в бронекамере. Сначала в течение 3 мин внутрь трубопровода подается избыточное давление 2—3 кгс/см², затем оно поднимается до значения, близкого к рабочему, и выдерживается также около 3 мин. Применяемый воздух должен быть относительно сухим с точкой росы около — 40° С.

После испытания трубопроводы продувают воздухом и просушивают при температуре около 150° С.

Хромпик калиевый технический (бихромат калия технический) $K_2Cr_2O_7$ — калиевая соль двуххромовой кислоты — кристаллы оранжево-красноватого цвета. Выпускают (ГОСТ 2652—67) высшего сорта с содержанием основного вещества 99,6%, 1-го сорта — 99,3% и 2-го — 99,0%.

Отбраковка трубопроводов. Трубопроводы бракуют при наличии следующих дефектов: повреждений развальцовки; скручивания, надрывов, трещин, разницы в толщине стенок свыше 0,1 мм и общего утонения стенок более чем на 0,3 мм; западания развальцовки в ниппеле; овальности, составляющей более 20% внешнего диаметра; вмятин, рисок (более 0,2 мм глубиной) и надиров, превышающих допустимые; повреждений ниппеля — трещин, забоин, деформаций, увеличенного зазора между обоймой ниппеля и трубопроводом; повреждений накидной гайки — трещин, деформаций, забоин на резьбе.

На трубопроводах продольные риски более опасны, так как внутреннее давление стремится разорвать трубу вдоль образующей, поэтому допустимая глубина продольных рисок 0,1 мм. На трубопроводах, не снятых с самолета, разрешается оставлять без выправления вмятины глубиной 0,5 мм.

Способы и средства контроля чистоты жидкостей в бортовых системах авиационной техники

Способы и средства контроля чистоты жидкости должны удовлетворять требованиям точности и объективности измерений при небольших габаритах приборов, возможности применять их на борту самолета при малых затратах времени. Для этих целей используются субъективные и объективные способы контроля.

Субъективные методы основываются на визуальном контроле осадки жидкости, профильтрованной через контрольный фильтр тонкой очистки (бумажный, шелковый, капроновый). Этот фильтр устанавливается в линии слива системы или на специальной установке. Время фильтрации обычно задается равным 5 мин. Для облегчения осмотра контрольный фильтр снабжается лупой с увеличением от 2 до 5 крат. Осадок рассматривается в отраженном или проходящем от встроенных электрических ламп низкого напряжения луче света.

Объективный контроль основывается на лабораторных методах анализа. Самым простым из них является ступенчатый метод осаждения примесей при смешивании проб жидкости со стандартными растворами. Например, гидроксид железа выделяет крупнозернистый осадок, углекислый цинк — среднезернистый, а сернокислый барий — мелкозернистый осадок. После фильтрации смесей тот или иной осадок можно увидеть даже визуально (или под микроскопом) при освещении электролампой мощностью не менее 100 Вт. Метод дает возможность произвести приближенную количественную оценку тонкости очистки жидкости.

Весовая концентрация загрязнений определяется взвешиваниями контрольных фильтрующих элементов, изготовленных из беззолыной бумаги, которые производятся до и после фильтрации при тщательном их высушивании. Разность этих весов, отнесенная к весу пробы жидкости, определяет весовую концентрацию примесей. К недостаткам способа относится невозможность определить объемную концентрацию как более показательную ввиду загрязненности

легкими материалами (частицами из сплавов алюминия, магния и др.), и гранулометрический состав примесей.

Микроскопический анализ капельных проб жидкости более эффективен для практики и позволяет дать гранулометрическую оценку примесей с размерами от 2 мкм и выше. Для этих целей применяются универсальный микроскоп МБИ-6 с увеличением 400 крат, фотокамера и матовое стекло с сеткой.

Фотоэлектронные измерители чистоты жидкости основаны на сравнении двух фотоэлементов, на один из которых падает световой поток, прошедший через загрязненную жидкость, а на другой — прошедший через эталонную чистую жидкость. Разновидностью этих приборов являются автоматические счетчики твердых частиц, которые используют эффект разветвления поверхности пробы при фотографировании потока жидкости через узкие щели различных размеров. При этом подсчитывается число частиц размером от 1 до 200 мкм с группировкой в заданных интервалах.

Ультразвуковые приборы контроля чистоты жидкости обеспечивают высокую точность измерения частиц (до 1 мкм). В них используется принцип отражения ультразвуковых волн от примесей, создающих неоднородность жидкости. Перед применением приборы тарируют с помощью стандартных наборов загрязненных жидкостей. Ультразвуковые приборы позволяют включать их в работающую систему, что очень важно для объективности и непрерывности контроля.

Встроенные устройства контроля жидкости. Для прямой оценки влияния загрязненной жидкости на работоспособность всей системы применяются встроенные устройства, аналогичные по конструкции и размерам некоторым агрегатам данной системы. Так, например, используются золотниковые электромагнитные клапаны, у которых предварительно повышена чувствительность к частицам заданных критических размеров путем подбора диаметральных зазоров и перекрытий в золотниковых парах. Загрязнение жидкости определяется по изменению величины силы срабатывания золотника от нейтрального положения, которая зависит от концентрации загрязняющих частиц. Преимуществом этих измерителей является возможность их применения в условиях нормальной работы системы, т. е. при циркуляции и остановках жидкости, изменении давления и температуры в рабочих диапазонах и т. д.

Методы борьбы с образованием льда. В эксплуатации топливных систем применяются следующие методы образования льда: вымораживание воды из топлива при низкой температуре наружного воздуха с последующей фильтрацией топлива для удаления кристаллов льда; обязательный слив отстоя топлива из всех точек летательного аппарата перед полетом; добавка присадок, предотвращающих образование кристаллов льда в топливе при низких температурах или образующих с водой низкотемпературные смеси.

Противокристалловодные присадки. В качестве присадок используют спирты, кетоны, эфиры, фенолы и другие соединения. Действие присадок основано на их свойстве повышать растворимость воды в топливе. В результате даже при резком охлаждении топлива (от $+5$ до -25°C) исходное содержание воды в топливе не превышает предела ее растворимости при низких температурах, поэтому кристаллы льда не образуются. Но если в топливе содержится большое количество воды, превышающее ее растворимость, присадки теряют эффективность и частично выпадают из топлива вместе с избытком воды. Например, применяемая жидкость «И» (этилцеллозоль), которая добавляется в топливо в количествах от 0,1 до 0,3 по объему в зависимости от температуры наружного воздуха, при 4%-ном содержании воды расслаивается с топливом.

Водочувствительные индикаторы. Для определения эмульсионной воды в топливе используются различные индикаторы: водочувствительная бумага, специальные пасты, сухой марганцовокислый калий и др. Топливо с повышенным содержанием влаги не допускается к заправке, сливается из баков летательного аппарата и заменяется кондиционным.

Определение воды в топливе индикаторами. Для определения воды в топливе к концу метрштока (лота) прикрепляют полоску водочувствительной бумаги или наносят на него слой водочувствительной пасты, после чего погружают метршток в самую нижнюю точку емкости и держат его там в течение 3—5 мин. При наличии воды в топливе водочувствительная бумага или паста, взаимодействуя с водой, обесцвечивается либо изменяет свой цвет и на метрштоке образуется отчетливо заметная граница высоты слоя воды.

Для определения наличия воды в топливе с помощью марганцовокислого калия несколько кристалликов его завертывают в сухую марлю, привязывают узелок к концу метрштока и погружают его в нижнюю точку емкости с топливом. При наличии воды в топливе марлевый мешочек окрашивается в малиново-фиолетовый цвет.

Контроль частей планера самолета при эксплуатации и после ремонта

Контроль профиля крыла и оперения. Качество наружных поверхностей планера и точность сохранения первоначальных профилей крыла и оперения в большей степени влияют на сохранение летно-тактических данных, поэтому в процессе ремонта и после окончания обязательно производят проверку обводов самолета. Для этого применяют индикаторные приспособления с эквивалентными шаблонами либо универсальные шаблоны.

Универсальный шаблон состоит из листового дюралюминия, изогнутого в виде швеллера по обводу профиля крыла, в полках которого просверлены отверстия и в них свободно вставлены большое количество стержней. Между стенкой швеллера и стержнями помещена резиновая камера, в которой закреплен вентиль для подачи воздуха. При проверке обводов универсальный шаблон сначала устанавливают в соответствующем месте на эталонном крыле, симметрично ремонтируемому, стержни при этом опускают до соприкосновения с поверхностью обшивки и с помощью камеры, заполняемой через вентиль воздухом, закрепляют, фиксируя обвод агрегата. Затем шаблон переносят на отремонтированное крыло и устанавливают на то же место, что и при снятии эталонного контура с симметрично расположенного крыла. Величину отклонения в обводах крыла определяют при помощи щупов.

Проверка обводов шаблонами. Проверку точности выполнения обводов агрегатов самолета, а также правильность установок законцовки крыла производят при помощи набора деревянных шаблонов. При обнаружении искажения внешних обводов, выходящих за пределы, установленные техническими требованиями на ремонт данного типа самолета, производят правку обшивки до получения нормального профиля.

Кроме проверки обводов крыла по хорде, производят также и проверку его по размаху с помощью металлической линейки и щупов.

Проверка балансировки рулей. При ремонте аэродинамических рулей и элеронов может быть нарушена их весовая балансировка, что при эксплуатации самолета вызовет вибрации типа «флаттер». Во избежание этого после любого ремонта органов управления производят проверку их весовой балансировки на самолете или на стенде.

При балансировке органов управления на самолете троса и тяги управления отсоединяют, а при балансировке на стенде они должны быть полностью собраны со всеми механизмами, тросами и тягами.

Устранение дисбаланса рулей. Дисбалансировку аэродинамических рулей устраняют или облегчением регулировочного контргруза путем отпиливания или высверливания части его в случае, если носок руля значительно опускается вниз от нейтрального положения, или добавлением груза к пластинам, закрепленным на болтах регулировочного контргруза при поднятии носка руля вверх.

Проверка на герметичность кабин с тиоколовым уплотнителем производят в процессе эксплуатации или после окончания ремонтных работ, а проверку кабин, где применялись жидкие и пастообразные герметики, производят после вулканизации. Например, при герметизации герметиком У-30М испытывают кабину через 24 ч после нанесения последнего слоя, а топливный отсек через 72 ч. Проверку местной герметичности отдельных мест обшивки производят вакуумом. Оборудование состоит из колпака и эжекторного насоса, изготовленных из органического стекла. Работу приспособлением производят следующим образом. На подозрительный или отремонтированный участок, предварительно покрытый мыльной пеной из нейтрального мыла, устанавливают колпак эжекторного насоса. Под колпаком создают разрежение, контролируемое вакуумметром. Герметичный шов характеризуется неподвижностью мыльной пены в течение 0,5—1,0 мин. При появлении мыльных пузырьков раньше указанного времени за-

клепочный шов считается неудовлетворительным и место утечки воздуха отмечают на обшивке карандашом. Испытание кабины на герметичность также проверяют избыточным давлением прибором УПВД.

Проверку на герметичность топливных отсеков в крыле и фюзеляже производят после вулканизации герметика. Перед испытанием все заклепочные и болтовые соединения промазывают раствором мела в воде и после высыхания в отсек заливают топливо. Затем в топливном отсеке создают избыточное давление воздуха (величина зависит от конструкции отсека). Далее топливный отсек выдерживают под давлением до 4 ч.

Проверка гермовводов. При ремонте гермовводов обязательно проверяют их герметичность. Затем герметичные выводы тяг и тросов управления проверяют на плавность хода и величину усилия, необходимого на их перемещение. Для тросов допускается усилие не более 0,5—0,9 кгс.

Замер люфтов шарнирных соединений

Замер люфтов дает возможность определить суммарный износ сопрягаемых деталей шарнирного соединения в его рабочем состоянии без разборки сочленения. Этим методом следует пользоваться при определении износа отдельных шарнирно-болтовых соединений шасси, систем управления самолетом и двигателем и шарниров навески рулей, элеронов, закрылков, различных крышек люков и створок самолета.

Суммарный люфт. Для определения суммарного износа шарнирных соединений целых систем, таких, как системы управления рулями, элеронами, двигателями и шарниров шасси, используется метод замера суммарного люфта. Для этого штурвал неподвижно закрепляется в нейтральном положении и на величину зазора отклоняется руль, затем замеряется суммарный люфт системы управления рулем высоты самолета.

Порядок замера люфтов шарнирных соединений самолетов описывается в инструкции по эксплуатации или технологии осмотров и выполнения регламентных работ для каждого типа самолета.

Замер люфтов. При замере люфтов шарнирных соединений общими для всех самолетов являются следующие положения:

к одной из деталей, где замеряется люфт, в специальном месте прикладывается определенной величины нагрузка и щупом промеряется зазор в шарнирном соединении или в соответствующей точке индикатором замеряется отклонение детали от своего нейтрального положения;

в процессе замера суммарного люфта в системе одна деталь неподвижно закрепляется и в определенной точке замеряется возможное перемещение другой детали при приложении к ней соответствующей нагрузки.

С целью определения степени и характера износа деталей трущихся сочленений самолета и его агрегатов производится микрометрический обмер и внешний осмотр поверхностей трения деталей.

Проверка герметических и нивелировочных параметров самолета

На некоторых современных самолетах проверка геометрических параметров не требуется даже при замене отъемной части крыла и фюзеляжа, ног шасси и других крупных частей самолета.

Это достигнуто за счет увеличения жесткости, отсутствия регулировочных узлов и полной взаимозаменяемости.

Контроль параметров производится только в тех случаях, если обнаружена местная деформация конструкции; заклинены двери, люки, стекла фонарей или когда экипаж жалуется на ухудшение летных качеств — появление тенденций к развороту, крену, пикированию или кабрированию, а также на заедание шасси при выпуске и уборке.

Проверка геометрических параметров производится: измерением расстояния между заданными точками с помощью стальной рулетки; замером углов в вертикальной плоскости при помощи угломера с уровнем или линейки с транспорти-

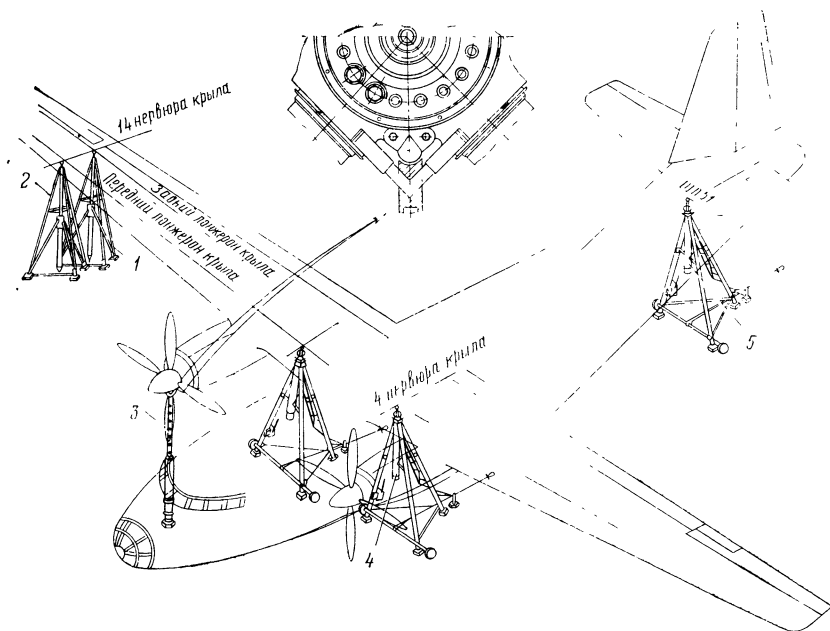


Рис. 1.27. Схема установки гидроподъемников для подъема самолетов и подставок для снятия боковых панелей:

1, 2 — подставки под крыло; 3 — подставка под воздушный винт; 4 — главный гидроподъемник; 5 — хвостовой гидроподъемник

ром и отвесом; проверкой расстояния между проекциями точек, вынесенными на горизонтальную плоскость с помощью отвесов; измерением превышений одних точек над другими с помощью нивелира и нивелировочной рейки.

Геометрические параметры проверяются по цифровым сведениям на каждый тип самолета, указанным в нивелировочных картах. Так, например, на реактивном двухдвигательном самолете каждая нивелировочная точка отмечена керновой и очерчена окружностью красного цвета и шириной линии 5 мм, диаметром 30 мм. Точки, определяющие ось симметрии самолета, выполнены в виде резьбовых отверстий, в которые ввертываются стаканчики с ушками для ниток с отвесом.

Для нивелировки самолет вывешивается на подъемниках (рис. 1.27) так, чтобы пневматики колес отошли от земли на 50—60 мм. Нивелир устанавливается в таком месте и на такой высоте, чтобы была видна рейка, подвешенная в любой точке. Поперечная установка самолета производится по точкам на нижней обшивке крыла у правой и левой нервюр возле среднего лонжерона при помощи крыльевых подъемников, продольная — по точкам на правом и левом бортах фюзеляжа у шпангоутов хвостовым подъемником. Величина строительной горизонтали превышения над любой точкой самолета определяется как разность отсчетов.

Проверка превышающих деформаций фюзеляжа от изгиба и кручения осуществляется по вертикали нивелиром, а по горизонтали с помощью отвесов. Горизонтальные деформации определяются с помощью отвесов, опущенных из нижних нивелировочных точек. Углы установки крыла и поперечное V проверяются по точкам на соответствующих нервюрах.

Контроль силовых элементов конструкции

Контроль силовых элементов — наиболее ответственная операция, где ошибки не допускаются. Для правильного определения характера дефекта и разработки метода его устранения необходимо иметь чертежи и прочностные расчеты

дефектного участка (альбомы силовых конструкций в виде допусков). Альбом состоит из отдельных карт, на которых изображены силовые узлы и их детали с указанием размеров, номеров чертежей и нормалей, величины действующих усилий и характеристик материалов. На основании опыта ремонта конструкции аналогичных типов для данного типа самолета разрабатываются чертежи типовых ремонтных решений, которые имеют силу ремонтных нормалей.

Кроме того, составляется альбом карт ремонта, которые представляют собой эскизы силового элемента, где нанесена схема произведенного ремонта. При всех последующих ремонтах места конструкции, отмеченные в картах, обязательно проверяются.

Проверка самолета перед летными испытаниями

Перед летными испытаниями самолет отрабатывают строго по технологии и инструкциям, включающим следующие основные работы:

- осмотр и проверка систем электрооборудования;
- определение герметичности гидро- и пневмосистем;
- проверка шасси — уборка, выпуск, сигнализация;
- проверка органов управления самолетом;
- контроль топливной системы — заправка и тарировка баков, герметичность системы;
- проверка управления силовой установкой;
- проверка маслосистемы, заправка баков, тарировка;
- проверка работоспособности двигателей на земле;
- контроль и проверка спецоборудования, высотной, противопожарной, противообледенительной систем:
- проверка кислородного оборудования;
- проверка систем специального назначения;
- проверка внешней и внутренней систем связи;
- проверка систем аэронавигации и радиолокации;
- устранение и списание девиации компасов.

Контроль каждой системы начинают с осмотра и проверки монтажа, состояния деталей, агрегатов, креплений, контролки, сборных зазоров при перемещении подвижных рычагов и деталей, срабатывания замков, выключателей и других устройств. Затем производят стендовую проверку систем — подключают питание, устанавливают необходимые режимы (давление, напряжение и т. п.) и проверяют системы в работе.

Каждую систему проверяют по инструкции (регламенту), где указаны последовательность проверок, способы регулирования и параметры, которые необходимо получить после регулирования.

При проверке взлетно-посадочных средств убирают и выпускают шасси, замеряют время уборки и выпуска, проверяют синхронность и закрытие на замки ног шасси и створок, срабатывание сигнализации убранного и выпущенного положения, заданные зазоры, вписываемость створок и обтекателей шасси в убранном положении, аварийный выпуск шасси.

Проверка гидросистемы. С помощью аэродромной наземной гидроустановки (АНГ) отрабатывают и испытывают гидросистему самолета в наземных условиях. АНГ имеют четыре насоса типа НР25-5. Каждая пара насосов подает к борту самолета рабочую жидкость АМГ-10 18 ± 2 и 36 ± 4 л/мин под давлением от 0 до 240 кгс/см².

Гидросистема и отдельные агрегаты опрессовываются ручным насосом до давления 350 кгс/см².

При проверке органов управления самолетом проверяют работу элеронов, рулей, триммеров как от ручки управления и педалей, так и от автоматической системы пилотирования, углы отклонения органов управления, усилия на ручку и педали, давление в гидросистеме бустерного управления и блокировку ножного управления с тормозами колес. При этом особое внимание обращают на зазоры между движущимися частями тяг, качалок и тросов; взаимодействие механизмов с органами управления; запас резьбы в хвостовиках тяг и тандерах (проверяют контрольное отверстие иглой); отсутствие люфтов в тягах, качалках и других соединениях; усилия натяжения тросов и пр. Усилия при отклонении

штурвальной колонки, педалей, штурвала (баранки) проверяют динамометром. Для этого точка приложения усилия указывается в инструкции (едином регламенте).

Натяжение тросов проверяют тензометром. Для проверки углов отклонения органов управления применяют специальный угомер.

Проверка топливной системы. Герметичность топливной системы проверяют, заливая топливо в систему и выдерживая в течение 6—12 ч, при этом течи через стенки баков и соединения трубопроводов не должно быть.

Показания топливомеров, критического остатка в баках и общего объема топлива в системе проверяют путем тарировки, которую производят путем заливки баков замеренным количеством топлива (обычно по проверенному топливомеру топливозаправщика) и регулирования показаний самолетных топливомеров. Кроме того, осуществляют контрольный слив топлива из баков в мерную тару и проверяют при этом показания топливомеров и расходомеров. При заправке, проверке и тарировке топливной системы самолет обязательно обесточивается и заземляется (как и топливозаправщик) для отвода статического электричества.

Некоторые современные самолеты при заправке находятся под током для контроля процесса заправки.

При проверке работоспособности двигателей их запускают и испытывают на различных режимах по заданному графику. При этом проверяют работу пусковой системы, температурный режим, давление топлива и масла на различных режимах, управление винтом изменяемого шага и работу агрегатов, установленных на двигателях, — источников тока, насосов, регуляторов и др.

При проверке спецоборудования подключают электропитание и проверяют срабатывание механизмов включения, выключения, закрытия и открытия заслонок, кранов и т. п. Работоспособность средств связи, аэронавигации и радиолокации проверяют на стоянке самолета, а также на девиационном круге при списании девиации радиоконпасов, когда самолет находится в зоне наименьшего влияния конструкций из стали и железобетона.

Подготовка самолета к полету начинается после отработки всех систем самолета. Самолет укомплектовывается аккумуляторными батареями, заряжаются кислородные баллоны, дозаряжаются воздушные баллоны, гидроаккумуляторы, гидравлическая, топливная и масляная системы, устанавливаются барографы и другое оборудование. Подготовка самолета к полету завершается предполетным осмотром самолета. Экипаж, выделенный для проведения полетов на самолете, также осматривает самолет и предъявляет свои замечания.

8. РАБОЧИЕ ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ГТД, ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЕ

Основные параметры ГТД

Конструктивные схемы двигателей, работающих на молекулярном топливе представлены на рис. 1.28.

Силой тяги ГТД называется результирующая всех сил давления, приложенных к внутренним и наружным поверхностям двигателя; она возникает в результате воздействия потока газа на поверхности ГТД и увеличения кинетической энергии потока и определяется (без учета расхода топлива, составляющего 1,5—2% расхода воздуха) по формуле

$$P = \frac{G_B}{g} (c_B - V) + (p_B - p_H) F_B,$$

где P — сила тяги двигателя, кгс; G_B — секундный весовой расход воздуха, проходящего через двигатель, кгс; c_B — скорость потока газов на срезе сопла, м/с; V — скорость полета, м/с; p_B — статическое давление потока газов на срезе сопла, кгс/см²; p_H — атмосферное давление, кгс/см²; F_B — площадь сопла на срезе, см².

На различных летательных аппаратах в настоящее время применяются ТРД с тягой от нескольких сотен килограммов до 10 000—15 000 кгс и более.

Удельная тяга ГРД $P_{уд}$ — это тяга, получаемая с 1 кг воздуха, проходящего в 1 с через двигатель:

$$P_{уд} = \frac{P}{G_B}.$$

Чем больше величина $P_{уд}$, тем меньше воздуха (газа) нужно для создания тяги, тем меньше размеры и вес двигателя, лобовое сопротивление и потребная тяга двигателя, тем больше дальность и продолжительность полета, скорость и потолок самолета. Для современных ТРД $P_{уд} = 55 \div 65$ кгс тяги·с/кг возд. и более.

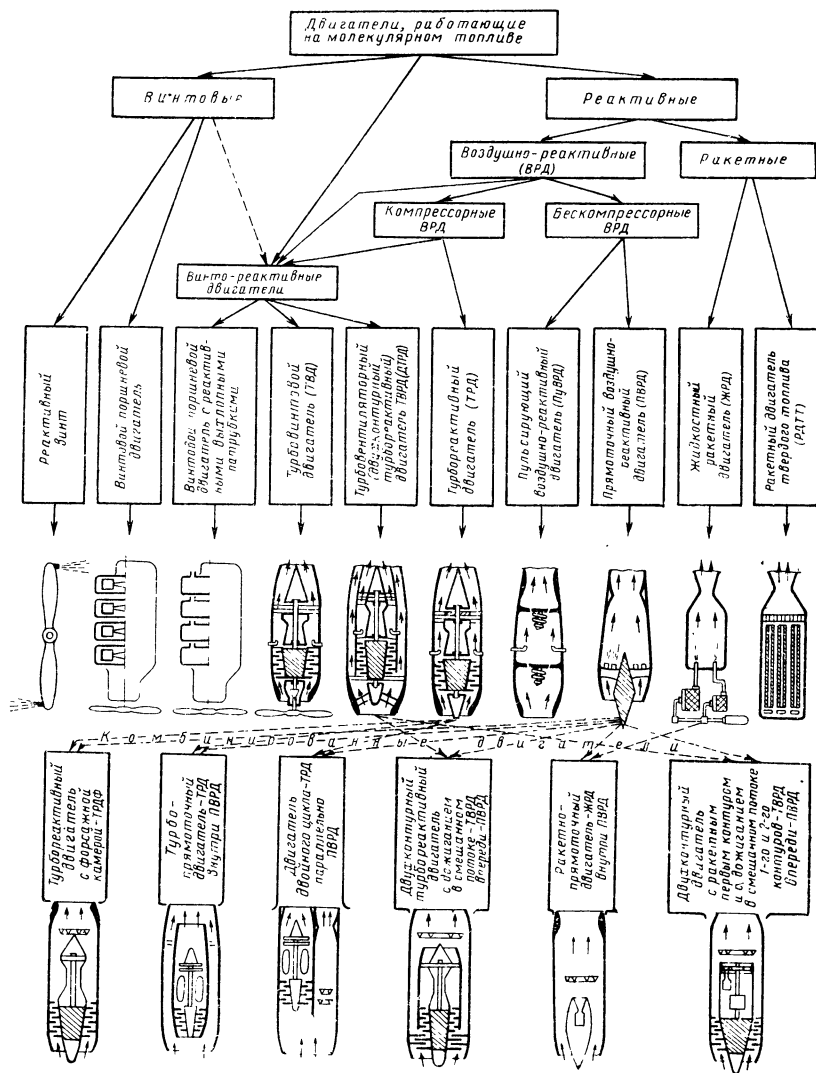


Рис. 1.28. Двигатели, работающие на молекулярном топливе

Тяговая мощность ТРД определяется по формуле

$$N = \frac{PV}{75}.$$

Удельным расходом топлива ТРД $C_{уд}$ называется отношение часового расхода топлива $G_{т.ч}$ к тяге, развиваемой двигателем,

$$C_{уд} = \frac{G_{т.ч}}{P}.$$

Удельный расход топлива характеризует экономичность двигателя. Чем меньше $C_{уд}$, тем больше при данном запасе топлива дальность и продолжительность полета. Для современных ТРД $C_{уд} = 0,75 \div 1,9$ кг топл/кгс тягич.

Удельным весом двигателя называется отношение сухого веса двигателя (без топлива и масла) к развиваемой им максимальной тяге:

$$\gamma_{дв} = \frac{G_{дв}}{P_{max}}.$$

Чем меньше удельный вес двигателя, тем меньшая часть развиваемой двигателем тяги затрачивается на перемещение его в полете, что, в свою очередь, увеличивает скорость, скороподъемность и другие летно-технические данные самолета. У современных ТРД $\gamma_{дв} = 0,2 \div 0,3$ кгс веса/кгс тяги.

Удельной лобовой тягой называется отношение максимальной тяги двигателя к его лобовой площади:

$$P_{лоб} = \frac{P_{max}}{F_{лоб}}.$$

Удельная лобовая тяга характеризует аэродинамическое совершенство силовой установки. Величина $P_{лоб}$ у двигателей с осевыми компрессорами лежит в пределах 8 000—12 000 кгс/м².

Основные параметры ТВД

Тяга P_v , развиваемая винтом в полете, подсчитывается по формуле

$$P_v = 75 \frac{N_v \cdot \eta_v}{V},$$

где N_v — эффективная мощность, передаваемая на винт; η_v — к.п.д. винта.

Реактивная тяга P_p определяется по формуле

$$P_p = \frac{G_v}{g} (c_5 - V).$$

Суммарная тяга P равна $P = P_v + P_p$.

Пользоваться этим уравнением можно только при определении тяги в полете. При работе двигателя на стенде $V = 0$ и $\eta_v = 0$, что приводит к неопределенности уравнения реактивной тяги.

При работе на стенде суммарную тягу ТВД можно определить по уравнению

$$P = 1,1 N_v + \frac{G_v}{g} c_5.$$

Эквивалентной мощностью $N_э$ называется мощность, потребная для привода винта, тяга которого равна суммарной тяге ТВД:

$$N_э = N_v + N_p,$$

где N_p — мощность, эквивалентная реактивной тяге, т. е.

$$N_p = \frac{P_p V}{\eta_v}.$$

При работе двигателя на стенде $N_{\text{э}} = N_{\text{в}} + 0,06 P_{\text{р}}$. Величина эквивалентной мощности современных ТВД находится в пределах 200—10000 л.с.

Удельной тягой ТВД называется отношение полной (суммарной) тяги ТВД к секундному весовому расходу воздуха через двигатель:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P}{G_{\text{в}}} = 75 \frac{N_{\text{в}} \eta_{\text{в}}}{G_{\text{в}} V} + \frac{c_{\text{б}} - V}{g} \text{ кгс тяги} \cdot \text{с/кг возд.}$$

Удельной эквивалентной мощностью ТВД называется отношение эквивалентной мощности двигателя к секундному весовому расходу воздуха через двигатель:

$$N_{\text{э.уд}} = \frac{N_{\text{э}}}{G_{\text{в}}} \text{ л. с.} \cdot \text{с/кг возд.}$$

Эти удельные параметры характеризуют эффективность использования воздуха в двигателе для создания мощности и тяги. Чем больше $N_{\text{э.уд}}$, тем меньше при заданной суммарной мощности двигателя секундный расход воздуха и, следовательно, меньше его поперечное сечение и вес.

Удельным расходом топлива ТВД называется отношение часового расхода топлива к эквивалентной мощности:

$$C_{\text{э}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{N_{\text{э}}} \text{ кг топл/л. с.} \cdot \text{ч.}$$

Современные ТВД имеют удельный расход топлива на крейсерском режиме, равный 0,210—0,315 кг топл/л.с.·ч. С увеличением скорости и высоты полета удельный расход топлива уменьшается. Пользуясь удельным расходом топлива $C_{\text{э}}$, можно сравнивать экономичность ТВД с экономичностью поршневого двигателя.

Удельный тяговый расход топлива. Для сравнения ТВД и ТРД по удельному расходу топлива удельный расход относят к полной тяге

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{\text{т.ч}}}{P} \text{ кг топл/кг тяги} \cdot \text{ч, или } C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{э}} N_{\text{э}}}{P} = \frac{C_{\text{э}} V}{75 \eta_{\text{в}}}.$$

При работе двигателя на месте пользуются формулой

$$C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{э}}}{\beta},$$

где β — коэффициент, определяющий тягу винта на месте.

Обычно принимают $\beta = 1,1$.

Удельной лобовой мощностью ТВД называется отношение его эквивалентной мощности к площади лобового сечения $F_{\text{лоб}}$:

$$N_{\text{уд.лоб}} = \frac{N_{\text{э}}}{F_{\text{лоб}}} \text{ л. с./м}^2.$$

Удельной лобовой тягой ТВД называется отношение полной тяги двигателя к площади лобового сечения:

$$P_{\text{уд.лоб}} = \frac{P}{F_{\text{лоб}}} \text{ кгс тяги/м}^2.$$

Чем больше удельная лобовая мощность и удельная лобовая тяга ТВД, тем меньше его поперечные размеры при прочих равных условиях.

Удельный вес ТВД, отнесенный к эквивалентной мощности, определяется по формуле

$$\gamma_{N_{\text{э}}} = \frac{G_{\text{дв}}}{N_{\text{э}}} \text{ кгс веса/л. с.}$$

Удельный вес, отнесенный к полной тяге ТВД, определяется по формуле

$$\gamma_p = \frac{G_{\text{дв}}}{P} \text{ кгс веса/кгс тяги.}$$

Современные ТВД имеют удельный вес 0,20—0,15 кгс веса/л.с., что более чем вдвое ниже удельного веса авиационных поршневых двигателей.

Процессы режимов запуска, прогрева, опробования, охлаждения и останов авиационного двигателя

Во время опробования авиационного двигателя на самолете выполняют следующее:

обеспечивают непрерывный контроль параметров, характеризующих работоспособность двигателя;

гарантируют вероятность неповреждения двигателя и его агрегатов в процессе опробования вследствие влияния скрытых неисправностей и внешних воздействий вредных элементов;

бережно расходуют назначенный ресурс двигателя на всех режимах опробования.

Экстренный останов двигателя в процессе опробования при угрозе выхода его из строя производят путем энергичного перевода РУД в положение «Стоп» с любого режима работы.

Внешними признаками, сигнализирующими о наступлении аварийных условий, являются: появление необычных шумов из-за попадания посторонних предметов в двигатель; резкое падение давления масла; сильная течь топлива или масла в системах; резкое повышение температуры газа за турбиной, сопровождаемое зависанием числа оборотов ротора; тряска или помпаж двигателя; обледенение входного канала двигателя; пожар силовой установки.

Типовой обобщенный график опробования ТРД, контролируемых режимов работы двигателя, приведенных на рисунке 1.29, описывается ниже.

Режим 0—1 проверки запуска и вывода двигателя на режим малого газа. Контролируют температуру газов, давление топлива и масла. Дополнительно для системы запуска, программированной по параметру угловой скорости, проверяют еще время запуска, которое находится между заданными минимальным и максимальным значениями. Максимально допустимое значение времени запуска задается в зависимости от вида источника электроэнергии (бортовой, аэродромный). Для двигателя с системой запуска с турбостартером дополнительно контролируют температуру газов, давление масла, число оборотов ротора турбостартера, общее время работы турбостартера и время выхода двигателя на режим малого газа.

На некоторых двигателях в процессе запуска допускается ручная корректировка температуры газов за турбиной путем кратковременного перевода стоп-крана в положение «Стоп».

Режим 1—2 предварительной проверки малого газа. Режим контроля устойчивой работы двигателя на малом газе и обеспечения масла возможности проникновения к подшипникам и наиболее удаленным от маслосистемы агрегатам.

Температурное поле двигателя здесь имеет значительную неравномерность вследствие недостаточного прогрева форсунок и связанного с этим тонкого и равномерного распыла топлива (форсунки факелят), что может

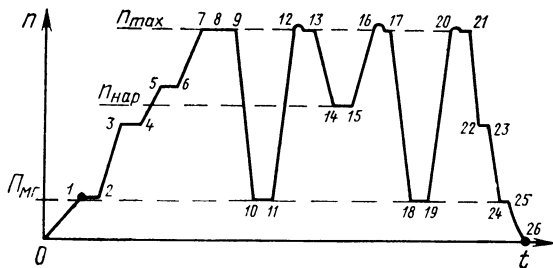


Рис. 1.29. Типовой штатный график опробования турбореактивного двигателя (ТРД)

явиться причиной местных перегревов и коробления тонких деталей двигателя.

Температура газов перед турбиной на режиме малого газа достаточно высокая и составляет до 85% максимальной, и хотя газодинамические нагрузки еще невелики, но время работы двигателя на этом режиме ограничивают до пределов от нескольких секунд до нескольких минут в зависимости от типа двигателя.

Контролируемыми параметрами являются температура газа, давление и температура масла, число оборотов ротора. При этом учитывают то положение, что число оборотов малого газа еще не прогретого двигателя (особенно в зимнее время) может быть заниженным, т. е. ниже заданного ТУ значения, однако оно не должно выходить за допустимые пределы. Кроме того, число оборотов малого газа зависит от барометрического давления p_0 . На рис. 1.30 эта подчиненность показана графически.

Режим 2—3—4 прогрева двигателя. Прогрев двигателя предназначен для подготовки двигателя к работе на повышенных режимах и для предупреждения теплового удара. Этот очень важный режим, сокращать по времени не рекомендуется. В процессе прогрева происходит постепенное выравнивание температуры деталей двигателя, уменьшаются тепловые напряжения в узлах и деталях, а в сочленениях деталей устанавливаются рабочие зазоры и натяги. Система смазки и автоматики двигателя после прогрева приходит в полное рабочее состояние.

Режимы прогрева. Прогрев производят в два этапа: первоначально — на режиме увеличения нагрузки и окончательно — на площадке, которая соответствует наименьшим значениям температуры газов перед турбиной (этот режим иногда называют «холодным») и сравнительно небольшим газодинамическим нагрузкам на детали и агрегаты.

Критерием прогрева для ТРД служит время, величина которого зависит от температуры наружного воздуха и типа двигателя. В некоторых случаях для сокращения времени опробования двигателя прогрев совмещают с режимом проверки управляемости путем плавного повышения оборотов от $n_{м.г}$ до $n_{ном}$ (режим 2—3). С целью сокращения этого времени в процессе прогрева производят проверку исправности систем и агрегатов самолета и силовой установки: закрытие ленты или клапанов перепуска воздуха из компрессора двигателя в атмосферу; работу генератора, гидросистемы, а также системы герметизации кабины, антиобледенительных систем и т. д.

Режим 5—6 проверки номинального режима работы двигателя. В этом режиме проверяют соответствие фактических значений основных параметров работы двигателя n , p_t , p_m их заданным значениям. Время проверки составляет 0,5—1 мин.

Режим 7—8 проверки максимального режима работы двигателя. При этом производят проверку соответствия ТУ тех же основных параметров работы двигателя. Максимальный режим работы двигателя является напряженным в тепловом и динамическом отношениях, поэтому работа двигателя на этом режиме строго ограничивается самым минимальным временем, потребным только для достоверной оценки показаний приборов контроля работы двигателя. Это время составляет 10—30 с.

Режим 8—9 проверки форсажного режима. Опробование системы форсажа состоит из проверки исправности элементов включения и выключения форсажа двигателя. Она производится по мере необходимости или в сроки, указанные в инструкции по эксплуатации двигателя.

Признаки включения форсажа. Систему форсажа включают после выдерживания рычага управления двигателем на режиме «Максимальный», при этом контролируют величину времени включения. О включении системы форсажа в работу судят по заго-

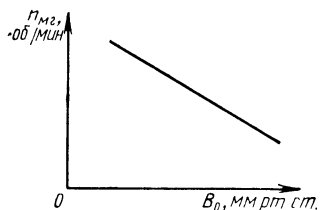


Рис. 1.30. Зависимость частоты вращения турбины на режиме малого газа $n_{мг}$ от барометрического давления воздуха

ранию сигнальных ламп, по изменению температуры газов за турбиной, по показанию манометра давления форсажного топлива, по срабатыванию гидросистемы при раскрытии створок реактивного сопла и по изменению величины тяги двигателя.

Продолжительность форсажа и параметры контроля. В силу больших температурных и динамических нагрузок время опробования двигателя на форсаже не должно превышать 10—15 с. Контролируемыми параметрами при проверке форсажа является температура газов и число оборотов ротора. Допускается некоторое падение или заброс этих параметров.

Физические и приведенные обороты. На режимах 5—6, 7—8 и 8—9 число оборотов для некоторых двигателей задается по ТУ не в физических величинах, замеряемых тахометром, а в приведенных. Вследствие этого нужно измеренные по тахометру обороты $n_{\text{физ}}$ перевести в приведенные по следующей формуле, утя температуру наружного воздуха $t_{\text{н.в}}$ (в °C):

$$n_{\text{прив}} = n_{\text{физ}} \sqrt{\frac{288}{288 + t_{\text{н.в}}}}.$$

Режимы 10—11 основной проверки устойчивости малого газа. Этот режим соответствует основной проверке устойчивой работы двигателя на режиме малого газа, которая по ТУ должна производиться на полностью прогретом двигателе, а основными контролируемыми параметрами здесь являются n , t_g , p_t , p_m .

Нарушение малого газа. Если значение $n_{\text{м.г}}$ ниже допустимых по ТУ, то при некоторых неблагоприятных условиях это может привести к выключению двигателя в полете, что особенно опасно перед посадкой ввиду невозможности ухода на второй круг. В другом случае завышенные значения $n_{\text{м.г}}$ (выше допустимых по ТУ) приводят к повышению тяги двигателя на режиме малого газа и к увеличению длины пробега самолета при посадке, а также к увеличению расхода топлива на рулении и при работе двигателя на земле в ожидании взлета.

Число оборотов ротора двигателя на режиме малого газа зависит от барометрического давления воздуха B_0 , что учитывается соответствующей зависимостью (см. рис. 1.30) и придаваемым штатным графиком опробования для конкретного эксплуатируемого двигателя.

Режимы 2—3, 4—5, 9—10 проверки управляемости двигателя. Управляемость называется «способность двигателя изменять силу тяги синхронно с перемещением рычага управления двигателя (РУД).

Заданное время перемещения РУД. Ввиду того что тяга двигателя на самолете непосредственно не замеряется, проверку управляемости проводят косвенным путем. Например, если РУД перемещать от режима малого газа до номинального (или максимального) режима с определенным темпом, характеризующим заданным временем перемещения (например, 15—20 с), то увеличение числа оборотов ротора двигателя должно соответствовать этому же времени (стрелка указателя оборотов должна двигаться синхронно с перемещением РУД). При проверке управляемости допускаются колебания числа оборотов в заданных пределах.

Управляемость форсажного режима. Управляемость проверяется и на форсажном режиме, однако она выполняется на неработающем двигателе: перемещается РУД от режима малого форсажа до режима полного форсажа и контролируется синхронность открытия створок реактивного сопла.

Режим 11—12—13; 15—16—17; 21—22—23 проверки приемистости двигателя. Под приемистостью двигателя понимают его способность переходить с пониженных режимов работы на повышенные за определенное время при перемещении РУД с заданным быстрым темпом. Чем быстрее двигатель переходит на другие режимы при даче РУД без нарушения качества работы, тем лучше его приемистость, и наоборот. Приемистость двигателя является важным качеством, обеспечивающим необходимую маневренность самолету в полете, в частности безопасный уход на второй круг при неудачной посадке.

Контролируемые параметры. При проверке приемистости двигателя контролируемыми параметрами служат величина забросов числа оборотов

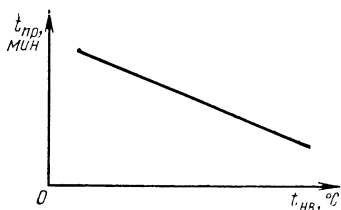


Рис. 1.31. Подчиненность времени приемистости $t_{пр}$ от температуры наружного воздуха $t_{вв}$

и температуры газов, время, в течение которого эти забросы исчезают, а также время приемистости. Кроме того, контролируют работу двигателя на отсутствие помпажа, хлопков, факеления.

Приемистость проверяют в несколько этапов: вначале от режима малого газа до максимального режима 11—12—13, затем от режима оборотов начала автоматического регулирования до максимального режима 15—16—17 и, наконец, от режима малого газа до форсажного режима 19—20—21.

Время приемистости замеряют от момента начала движения РУД до момента достижения ротором 99% n_{max} . Время приемистости

зависит от температуры наружного воздуха и поэтому может быть задано по ТУ в виде графика, изображенного на рис. 1.31.

Режим 17—18 сброса газа. Проверку сброса газа выполняют быстрым переводом РУД (за 1,5—2 с) с повышенных режимов работы двигателя на режим малого газа. Контролируют работу двигателя на отсутствие хлопков, факеления, посторонних шумов.

Режимы 22—23, 24—25 охлаждения двигателя. Охлаждают двигатель с целью снижения и выравнивания температурных полей в деталях двигателя перед его остановом, что обеспечивает уменьшение температурных напряжений и коробления деталей после выключения двигателя. Двигатель охлаждают или на «холодном» режиме работы двигателя при $n = 60 \div 85\% n_{max}$, или на режиме малого газа 24—25 в течение 1—2 мин. Как правило, на режиме охлаждения двигателя проверяют систему герметизации и обогрева кабины самолета, а также работу генераторов (по их напряжению).

Режим 25—26 останова двигателя. После охлаждения двигателя его останавливают прекращением подачи топлива, т. е. переводом РУД в положение «Стоп». На некоторых ТРД в целях снижения давления топлива в его магистралях перед остановом выполняют предварительный переход на малый газ 24—25, на котором двигатель выдерживают в течение 10—15 с. Режим останова двигателя используют для контроля технического состояния двигателя путем замера времени выбега ротора ТРД.

Выбег ротора двигателя характеризует состояние подшипников приводов и агрегатов. Время выбега ротора двигателя замеряют от заданного значения числа оборотов до полного останова и сравнивают с ТУ. Для разных типов двигателей время выбега ротора различно, оно может составлять от 40 до 240 с. Наличие посторонних шумов при выбеге или уменьшение времени выбега ротора ниже норм по ТУ свидетельствует о появлении неисправностей в двигателе.

Меры предохранения двигателя. В процессе останова двигателя принимают меры для предохранения двигателя и его агрегатов от возможных повреждений. По этой причине агрегаты запуска и подкачивающие топливные насосы выключают только после остановки ротора двигателя, что исключает возможность появления сухого трения при работе плунжерных элементов топливных насосов и предохраняет их от задиров и повышенных износов.

Запуск, прогрев, опробование и охлаждение ТВД

Процессы режимов запуска, прогрева, опробования и охлаждения турбовинтового двигателя (ТВД) и турбореактивного двигателя (ТРД) аналогичны, тем не менее опробование ТВД имеет свои особенности.

Своеобразие типового штатного графика опробования ТВД. Типовой штатный график опробования ТВД приведен на рис. 1.32. На графике контрольные режимы задаются двумя параметрами: числом оборотов ротора n и положением РУД ($a_{руд}$). Такая особенность графика является следствием того, что большинство режимов работы ТВД (выше малого газа) обуславливается одинаковым числом оборотов ротора n_{max} . Помимо этого, на графике указывают моменты включения гидравлического укора (черные кружок и треугольник показаны на графике) и системы флюгирования (светлые кружок и треугольник).

Процессы опробования ТВД. На режиме 0—1 запуска допускается ручная корректировка температуры газов с помощью кнопки перепуска топлива.

Режимы 1—2; 3—4—5 прогрева ТВД состоят из двух этапов и предусматривают прогрев входящего масла до заданной температуры на малом газе 1—2 и прогрев механизма управления воздушного винта 3—4—5 путем перевода ТВД на режим «0,6 номинала». Одновременно здесь же проверяют работоспособность механизма воздушного винта.

На режиме 7—8—9 проверяют работоспособность гидравлического упора после его включения и последующего частичного дросселирования ТВД при снижении числа оборотов до заданного значения 8. После выключения гидроупора число оборотов ротора должно автоматически восстановиться до исходного значения, что является проверкой работоспособности воздушного винта и автоматики регулирования ТВД.

На режиме 12—13—14 проверяют механизм флюгирования воздушного винта путем кратковременного включения флюгерного насоса. При этом число оборотов ротора несколько снижается и затем восстанавливается до исходного значения 13—14.

На режиме 17—18 проверяют устойчивость работы ТВД и воздушного винта на номинальном режиме. Контролируют следующие параметры: число оборотов ротора, температуру газов за турбиной, температуру входящего масла, давление масла в нагнетающей магистрали и в измерителе крутящего момента.

На режиме 18—19 проверяют взлетный режим. Дополнительно к указанным выше параметрам контролируют давление топлива перед форсунками ТВД.

На режиме 21—22—23 проверяют приемистость ТВД путем перевода РУД с режима малого газа на взлетный режим за 3—4 с. Контролируют время приемистости, забросы и провалы числа оборотов и температуру газа, а также время наступления равновесного режима и установившиеся значения n и t_r . При больших провалах n возможно наступление помпажа, что недопустимо.

Режим 24—25 охлаждения ТВД, как и его прогрев, производят на режиме малого газа и контролируют по заданному времени.

Время выбега ротора ТВД 26—27 контролируют не от $n_{м.г.}$, а от некоторого пониженного числа оборотов (обычно от $n = 0,08 n_{max}$). Для ТВД по сравнению с ТРД характерна повышенная длительность полного выбега вследствие большей инерционности вращающихся масс, поэтому во время выбега можно производить дополнительный контроль системы флюгирования до полного ее срабатывания, а также другие виды контроля.

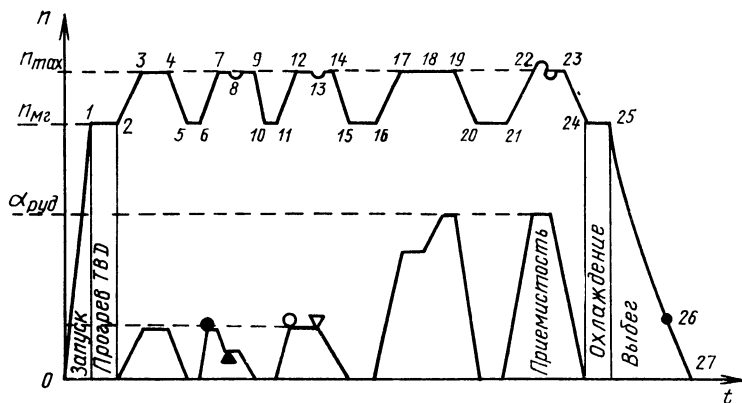


Рис. 1.32. Типовой штатный график опробования ТВД

Экстренное прекращение запуска турбовинтового двигателя

Запуск ТВД прекращают немедленно в следующих случаях:

нет воспламенения топлива по истечении 25 с от начала запуска;
не произошло переключение напряжения на 48 В;
не появилось давление масла в двигателе после 30 с от начала запуска;
температура газов за турбиной растет выше нормы даже при использовании кнопки перепуска топлива;
понижается напряжение в бортовой сети ниже 16 В на время более 1 с;
прекратился рост оборотов — ТВД «завис» и перемещение РУД не способствует увеличению оборотов;
преждевременно отключились пусковые устройства (стартер-генераторы и турбостартер);

один из стартеров-генераторов не взял нагрузку или перегружен (определяется по длительному зашкаливанию амперметра);
двигатель не выходит на обороты малого газа за 120 с.

Работа стоп-крана. Для прекращения запуска переключатель стоп-крана ставят в положение «Закрывать» и, если стартеры-генераторы не отключились автоматически, нажимают кнопку принудительного отключения.

В случае несрабатывания стоп-крана, что может произойти при обесточивании самолета или при резком падении напряжения, ТВД останавливают краем аварийного останова и флюгирования. На то, что стоп-кран не сработал, указывают давление топлива перед форсунками и рост температуры газов за турбиной.

После остановки ТВД выясняют и устраняют причину несрабатывания крана, а затем выводят винт из флюгерного положения и производят холодную прокрутку ТВД.

Оптимальные условия запуска двигателей при отрицательных температурах окружающего воздуха

Вредные ситуации. Отрицательные температуры окружающего воздуха мешают нормальному запуску двигателей. При понижении температуры, например, повышается вязкость топлива, в результате ухудшаются распыл, испаряемость и условия воспламеняемости. Возрастание плотности воздуха увеличивает требуемую мощность на вращение ротора ГТД. Понижение температуры вызывает повышение вязкости масла и изменяет величину зазоров в трущихся парах, что увеличивает мощность трения, затрудняет раскрутку ротора ГТД, а также способствует масляной недостаточности. Все это в целом снижает избыток мощности турбины, потребной для вращения ротора ГТД, и приводит к затяжному времени выхода двигателя на режим малого газа.

Надежный запуск. Для обеспечения надежного запуска поршневого двигателя при температуре окружающего воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже, а ТВД — при -5°C и ниже перед запуском их подогревают горячим воздухом от подогревателей. Температура воздуха на выходе из рукава подогревателя должна быть не более $70-80^{\circ}\text{C}$. Продолжительность подогрева силовой установки зависит от температуры окружающего воздуха, силы и направления ветра, мощности средств подогрева и их количества, качества теплоизоляции подводящих рукавов и подгонки чехлов. Готовность двигателя к запуску определяется по температуре масла ($40-50^{\circ}\text{C}$) на входе в двигатель и по легкости проворачивания воздушного винта от руки.

Облегченный запуск ГТД. В целях облегчения запуска ТВД, снабженных турбостартерами, при температурах окружающего воздуха ниже -10°C предельно производят один-два «прожига» турбостартера. При температурах -25°C и ниже запуск ТРД производят только после подогрева их горячим воздухом от подогревателей.

Заброс температуры. Запуск ТВД без подогрева при температуре -15°C сопровождается более продолжительным действием максимальной температуры, чем запуск подогретого двигателя. Неправильные действия при запуске или слабые источники запуска вызывают заброс температуры газа перед турбиной сверх допустимой, что может послужить причиной короблений и трещин не-

прогретых деталей двигателя. На рис.1.33 показано изменение температуры газа перед сопловым аппаратом турбины при запуске прогретого и непрогретого двигателя (ТВД).

Разжижение масла бензином. Для гарантии надежной подготовки двигателей к запуску (особенно поршневых) и облегчения запуска при низких температурах окружающего воздуха масло в системе рекомендуется разжижать бензином, это устраняет необходимость слива или подогрева масла при температурах окружающего воздуха до -20 — -25°C . Разжижение производят при температуре масла на входе в двигатель примерно 40 — 60°C , а сам порядок разжижения масла для разных типов двигателей излагается в инструкциях.

Разжижение масла в редукторах трансмиссии вертолета. В редукторах трансмиссии вертолетов масло расжижается 1 раз на весь зимний период, потому что температура редуктора и масла в его системе значительно ниже температуры двигателя и испарение бензина из масляной системы редуктора практически почти не происходит.

Однако в целях контроля за состоянием масла в системе редуктора регламентами технического обслуживания предусматривается периодическая проверка содержания бензина в масле по удельному весу разжиженного масла. Для этого из системы сливают 1—2 л нагретого до 20°C масла и замеряют его удельный вес, а затем по специальной таблице определяют процент бензина в масле.

Высоконагруженные передачи. Редукторы, в которых применяются высоконагруженные передачи, работают на гипоидной смазке. Для ее разжижения применяется масло АМГ-10. Такие редукторы зимой смазываются смесью, состоящей из 2/3 гипоидной смазки и 1/3 масла АМГ-10. Переходят на разжиженную смазку в редукторах при температуре окружающего воздуха от 10°C и ниже. Разжиженная смазка в редукторах уменьшает потери мощности двигателя на преодоление трения в них особенно в момент запуска и раскрутки трансмиссии, что облегчает работу фрикционной муфты включения и предотвращает ее преждевременный износ и выход из строя.

Слив масла по температурным условиям. При температуре окружающего воздуха ниже -40°C в случае длительной стоянки летательного аппарата (более 2—3 ч) масло из системы рекомендуется сливать сразу после полета, пока масло в системе горячее и хорошо сливается.

Свежее масло, подогретое до температуры 75 — 85°C , заливают в систему перед запуском двигателя. При этом сливные краны системы рекомендуется держать открытыми до тех пор, пока из них не пойдет горячее масло, что обеспечивает хороший прогрев и сплошное заполнение маслом трубопроводов, баков и радиаторов.

Настройка топливрегулирующей аппаратуры. Большое влияние на время запуска ГТД оказывает изменение настройки топливрегулирующей аппаратуры в пределах, допускаемых ТУ. Для двигателя РД-3М-500, например, время запуска на земле изменяется в зависимости от настройки топливного автомата запуска и температуры окружающего воздуха от 75 до 125 с, что вызывает повышение температуры газа за турбиной. При максимальном времени запуска температура газа не превышает 450 — 500°C , тогда как при минимальном она обычно превышает максимально допустимую. При таких широких пределах настройки автомата запуска регулировку его нужно производить так, чтобы обеспечить наиболее легкие условия запуска двигателя, что позволит избежать недопустимых перегревов его во время запуска при значительных изменениях температуры окружающего воздуха.

Фактор времени запуска. Опыт эксплуатации двигателей показывает, что перегрева их можно избежать, если время запуска при любых температурах окружающего воздуха будет близким к максимально допустимому. При этом понижение температуры воздуха может вызвать только несколько растянутый

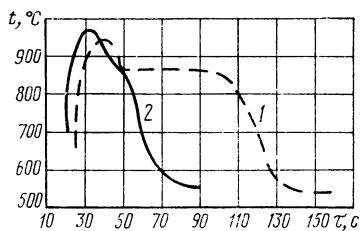


Рис. 1.33. Изменение температуры газа перед сопловым аппаратом турбины при запуске ТВД:

1 — ТВД не прогрет; 2 — ТВД прогрет

запуск двигателя и в то же время обеспечит допустимую температуру газа за турбиной при запуске его в районах полета и посадки с высокими температурами окружающего воздуха.

Тяга ГТД растет с понижением температуры. Изменение температуры окружающего воздуха существенно отражается на работе ГТД. Например, понижение температуры воздуха от $+45$ до -45°C при работе двигателя на максимальном режиме приводит к увеличению тяги на 65% и к уменьшению удельного расхода топлива на 10—12%.

Такое интенсивное увеличение тяги двигателя объясняется тем, что изменение температуры окружающего воздуха оказывает влияние как на расход воздуха, так и на удельную тягу.

Управление процессом запуска по угловой скорости. В данной системе включение и выключение тех или иных агрегатов запуска происходит при достижении ротором двигателя вполне определенного числа оборотов. В этом случае учитывается влияние внешних условий на запуск двигателя: стартер, например, не отключается до тех пор, пока не будет достигнуто установленное число оборотов ротора, что повышает надежность запуска. Однако эта система имеет и существенные недостатки. Например, при неудачном запуске из-за неблагоприятных условий стартер перегружается по времени непрерывной работы и может быть выведен из строя вследствие перегрева. Поэтому не следует допускать превышения времени запуска двигателя.

Режимы надежной эксплуатации газотурбинных двигателей

Каждый тип двигателя по условиям эксплуатации и выработки ресурса имеет несколько основных режимов работы, которые отличаются друг от друга числами оборотов, температурным режимом и др. Обычно различают следующие режимы работы: взлетный, номинальный, крейсерский и режим малого газа, а также чрезвычайный режим.

Взлетный (максимальный) режим соответствует предельно допустимому числу оборотов и максимальной тяге. Детали двигателя на этом режиме подвержены наибольшему механическому и тепловому напряжениям, поэтому продолжительность непрерывного пользования им ограничена и не превышает обычно 5—15 мин. Взлетный режим применяется для сокращения разбега, увеличения скорости горизонтального полета, сокращения времени разгона самолета и ускорения пробивания облачности при наборе высоты.

Номинальный (расчетный) режим соответствует несколько меньшим (на 3—8%) оборотам по сравнению со взлетным режимом, тяга равна примерно 90% взлетной ($P_{\text{ном}} \approx 0,9 P_{\text{взл}}$). Время работы на номинальном режиме значительно больше. Им пользуются при наборе высоты и полете вблизи «потолка». Детали двигателя испытывают при этом значительно меньшие нагрузки, чем на взлетном режиме.

Крейсерский (эксплуатационный) режим отличается от двух предыдущих числом оборотов, меньшим на 10—15%, и тягой, меньшей максимальной на 25—30%, т. е. $P_{\text{кр}} \approx (0,7 \div 0,75) P_{\text{взл}}$. При этом гарантируется надежная непрерывная работа двигателя в течение всего назначенного его ресурса. Иногда этот режим называется максимальным крейсерским. В таких случаях оговаривается и минимальный крейсерский режим, соответствующий тяге, равной 0,5—0,6 $P_{\text{взл}}$. Крейсерские режимы используются при полетах на большую дальность и продолжительность.

Режим малого газа соответствует наименьшей частоте вращения турбины, при которой двигатель должен работать устойчиво. Тяга на этом режиме мала, и поэтому он используется на пробеге, при снижении с большой высоты и т. д. Величина тяги составляет 300—600 кгс для малых высот полета и 150—300 кг на высотах 8—11 км.

Время непрерывной работы двигателя на режиме малого газа иногда ограничивается вследствие высоких температур газа перед турбиной и ухудшения условий работы термически напряженных деталей двигателя.

Чрезвычайный режим. Практика эксплуатации самолетов и двигателей потребовала еще одного режима, который, например, для самолета Ту-104 получил название чрезвычайный. Он используется в особых случаях (при

отказе одного двигателя на взлете). При этом за счет форсирования двигателя по температуре подачи дополнительного топлива и увеличения частоты вращения турбины тяга возрастает на 8—10% по сравнению со взлетной. Однако чрезвычайный режим вызывает перенапряженность двигателя, вследствие чего сокращается его ресурс.

Примечание. Установленный на самолете двигатель всегда развивает тягу на 5—8% меньше, чем на испытательном стенде. Это связано с тем, что потери скоростного напора на входе в воздухозаборник и потери в реактивном сопле при истечении струи газов приводят к уменьшению развиваемой двигателем тяги.

Типовые режимы работы воздушного винта самолета с ТВД и их характеристики

В том случае, если располагаемая мощность двигателя изменяется так же, как и потребная мощность вращения воздушного винта, последний может работать на следующих характерных режимах (рис. 1.34).

Геликоптерный режим (режим максимальной тяги — точка 1), где поступательная скорость винта равна нулю, тяга и потребная на ее создание мощность имеют максимальное значение (α , ρ и n_s — наибольшие), тяговая мощность и КПД воздушного винта равны нулю, в связи с тем что скорость равна нулю.

Пропеллерный режим (диапазон 1—3) характеризуется положительной тягой, последняя по мере роста скорости постепенно снижается и в точке 3 становится равной нулю (α уменьшается, ρ , n_s и D остаются постоянными). КПД воздушного винта сначала увеличивается, так как тяговая мощность винта растет (скорость полета увеличивается быстрее, чем уменьшается тяга винта), а потребная на вращение винта мощность падает. Затем КПД воздушного винта уменьшается, потому что уменьшается тяговая мощность винта (тяга падает быстрее, чем растет скорость полета) и одновременно с ней потребная мощность на вращение винта, но тяговая мощность уменьшается быстрее, чем потребная.

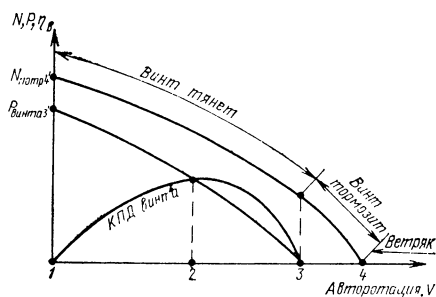
Режим нулевой тяги (точка 3), где тяга и КПД воздушного винта равны нулю, однако потребная мощность вращения винта еще не равна нулю, так как необходимо преодолевать силу сопротивления вращения винта Q , которая по величине и направлению равна равнодействующей аэродинамических сил R .

Режим торможения (диапазон 3—4), где винт тормозит. На его вращение затрачивается одновременно мощность двигателя и энергия набегающего потока воздуха; не винт отбрасывает воздух назад, а воздух давит на винт. При этом возникает отрицательная тяга, которая возрастает по мере увеличения скорости от точки 3 к точке 4.

Режим авторотации (точка 4), где воздушный винт вращается только благодаря энергии набегающего потока воздуха. Отрицательная тяга по величине и направлению равна равнодействующей аэродинамических сил R . Мощность двигателя воздушному винту не передается и затрачивается только на преодоление внутренних потерь в двигателе (турбина вращает компрессор и различные агрегаты), не передается мощность и от воздушного винта к двигателю.

Рис. 1.34. Характер изменения N , P и η_v в зависимости от скорости полета, если угол установки лопасти и обороты винта не меняются:

в точке 1 — P_{\max} и N_{\max} ; в диапазоне 1—3 P и N больше нуля; в точке 3 $P=0$, $N>0$; в диапазоне 3—4 $P<0$, $N>0$; в точке 4 $P<0$ и $N=0$; за точкой 4 $P<0$ и $N<0$



Режим ветряка. За точкой 4 наступает режим ветряка; его также принято называть режимом авторотации, однако здесь вложено другое понятие. В отличие от режима авторотации на режиме ветряка часть отрицательной мощности воздушного винта передается двигателю — набегающий поток воздуха вращает винт и ротор двигателя. Воздушный винт создает на этом режиме максимальную отрицательную тягу.

П р и м е ч а н и я. 1. Турбовинтовой двигатель (ТВД) представляет собой газотурбинную силовую установку, преобразующую химическую энергию топлива в тягу с помощью воздушного винта и реакции струи газов. При этом основная часть тяги (до 90%) создается воздушным винтом. Топливом является керосин, а окислителем — кислород воздуха.

2. Степень преобразования эффективной работы двигателя в тяговую работу с помощью воздушного винта оценивается КПД винта η_v , а за счет реакции газовой струи — тяговым КПД η_R . По мере роста скорости КПД винта увеличивается и на скорости 700—750 км/ч достигает максимального значения. Дальнейшее увеличение скорости приводит к уменьшению КПД винта, однако в диапазоне скоростей 750—900 км/ч он все еще выше η_R ($\eta_v > \eta_R$).

Форсажные режимы турбореактивного двигателя

Форсажные камеры сгорания ТРД (рис. 1.35) применяются с целью кратковременного увеличения тяги, для этого увеличивают скорость истечения газов из сопла, поднимая их температуру за счет введения дополнительного топлива. Избыточный кислород вместе с газами поступает из основных камер сгорания. В основные камеры сгорания увеличивать подачу топлива нельзя из-за недопустимого роста температуры газов перед турбиной. Поэтому дополнительное топливо вводится после турбины в форсажную камеру. В результате температура газов возрастает с 800—1000 до 1700—2100° К и скорость истечения газов увеличивается на 30—40%, на эту же величину возрастает тяга ТРД при работе на месте. При полете на скоростях 1800—2000 км/ч прирост тяги может достигать 100%.

Удельный расход топлива на малых скоростях полета возрастает с 0,75—0,95 до 1,8—2,5 кг топл./кгс тяги·ч, на большей скорости он возрастает в меньшей степени, а на больших сверхзвуковых скоростях может оказаться даже выгодной длительная работа на форсажном режиме.

Режимы промежуточного форсажа. На некоторых ТРД форсаж регулируется от минимального до максимального (полного) изменением диаметра створок при постоянных максимальных оборотах. Степень промежуточного форсирования двигателя находится в пределах от 25 до 50% и более. Форсажные режимы, находящиеся в пределах от минимального до полного, называют режимами промежуточного форсажа. При взлете включение форсажа производится на оборотах взлета перед разбегом, в результате чего длина разбега сокращается на 25—40%.

Техника выполнения взлета с форсажем практически не отличается от взлета без форсажа, за исключением необходимости создания большого угла набора высоты после отрыва самолета. Форсаж также применяется для разгона самолета и набора высоты.

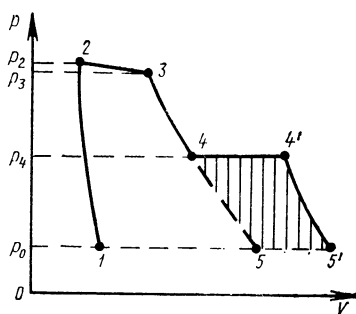


Рис. 1.35. Диаграмма рабочего процесса ТРД с форсажной камерой (в координатах p — V):

p_0 — атмосферное давление; p_2 — давление воздуха за компрессором; p_3 — давление за камерой сгорания (основной); p_4 — давление за турбиной; 1—2 — сжатие воздуха в компрессоре; 2—3 — расширение воздуха в камере сгорания; 3—4 — расширение газа в турбине; 4—5 — расширение газа в реактивном сопле без форсажной камеры; 4—4' — сгорание топлива в форсажной камере; 4'—5' — расширение газа в реактивном сопле за форсажной камерой

Способы определения работоспособности ГТД и методы выявления характерных неисправностей

Способы контроля. Существует несколько способов контроля работоспособности газотурбинного двигателя: по показаниям приборов (тахометру, термометру, манометру и другим приборам) — инструментальный контроль;

по звуку (хлопкам, бубнению, скрипу, скрежету и т. п.) — акустический контроль;

по цвету выходящих газов — спектральный контроль;

по вибрации, дрожанию, «зуду» — по колебаниям;

по запаху газов и по приемистости двигателей.

Признаки помпажа. О возникновении помпажа в ГТД судят по резкому изменению шума, т. е. по периодическому появлению хлопков и ударов, свидетельствующих о том, что происходит характерный для помпажа выброс воздуха в воздухозаборник. При помпаже растет температура газов, падают обороты и тяга двигателя. Падение тяги нетрудно заметить по поведению самолета. Могут возникать колебания по курсу, крену и тангажу. При длительном помпаже обгорают лопатки турбины, нарушается балансировка ротора, разрушается газозадушный тракт ГТД. Все это сопровождается выбрасыванием из реактивного сопла черного дыма с длинными языками пламени и искр, особенно хорошо видимых ночью (табл. 1.12). Вследствие этого на створках форсажной трубы и в самом канале образуется капельный блестящий металлический налет, называемый ш о о п и р о в а н и е м.

Т а б л и ц а 1.12

Внешние признаки работоспособности ГТД в полете

Где виден огонь или дым	Оттенки огня или дыма	Оценка явления и возможная причина
Из реактивной трубы	Прозрачная струя с сероватым оттенком или темновато-прозрачный дым	Нормально
То же	Голубоватое пламя (ночью)	То же
»	Отдельные искры (ночью)	»
»	Пучки искр (ночью)	Ненормально. Помпаж и обгорание лопаток турбины и разрушение деталей газозадушного тракта
Из реактивной трубы или с боков фюзеляжа	Белый или голубовато-серый дым	Ненормально. Горит масло, попадающее в камеру сгорания
Из хвостовой части фюзеляжа или гондол	Густой черный дым, белое или оранжевое пламя с длинными языками	Ненормально. Пожар из-за обильной течи топлива, масла или гидросмеси
За самолетом	Шлейф белого дыма	Ненормально. Течь топлива или масла без горения
Из реактивной трубы	Нестабильный шлейф пламени с клубами черного дыма, чередующийся со шлейфом белого дыма	Ненормально. Попеременное включение форсажа из-за ненормальной работы электро- или форсажных систем

Следовательно, помпаж можно определить по штатным приборам контроля работы двигателей, по звуку и окраске выходящих газов.

Контроль по указателю оборотов. Контроль работы ГТД по показаниям приборов — наиболее достоверный и точный способ, позволяющий оценить исправность большинства технических устройств и деталей двигателя. Так, по указателю оборотов (тахометру) судят о тяге двигателя или его выключении, о скорости самолета, разрушении подшипников ротора, нормальном тепловом обмене, происходящем в двигателе, и о многих других явлениях. Для удобства отсчета показаний применяют тахометры с процентной шкалой, где 100% соот-

ветствует максимальному режиму двигателя, 96% — номинальному и 90% — крейсерскому (эксплуатационному). В двухроторных двигателях отдельно контролируют число оборотов роторов низкого и высокого давления (второй и первой турбин соответственно) с помощью двухстрелочного тахометра: одна стрелка показывает обороты ротора низкого давления, а другая — высокого.

Тепловые режимы оцениваются по указателям температуры (электротермометрам). Термоэлектрические термометры, где датчиками служат термопары, измеряют температуру газов за турбиной. Электротермометры сопротивления измеряют температуру выходящего из двигателя масла. По температуре газов за турбиной судят о процессе сгорания топлива и о состоянии деталей газовоздушного тракта. Нормальная температура газов указывает, что тепловой режим соответствует расчетному. Повышение температуры масла сигнализирует о недостатке его в системе или о начале разрушения трущихся пар двигателя. Резкое ее возрастание указывает на разрушение подшипника ротора или на прогар газового тракта и попадание горячих газов в масло и на смазываемые детали.

Электромеханические манометры показывают давление масла в двигателе. При отсутствии давления масла загорается ярко-красная лампа, которая извещает: «Нет давления масла». Обычно эти лампы помещаются на табло (таблица огней), расположенном на приборной доске.

Сигнальные лампы. О нормальной работе агрегатов двигателя и, следовательно, самого двигателя судят по загоранию сигнальных ламп различного цвета. Так, загорание на приборной доске отдельно стоящих ламп в виде освещенных трех лепестков (чаще зеленого цвета) сигнализируют об открытии ленты (или клапанов) перепуска воздуха в атмосферу или о повороте лопаток одной или нескольких входных ступеней компрессора на различные углы, т. е. о нормальной работе противоположного устройства.

Манометры топлива. Приборами, установленными в кабине летчика, также контролируется давление топлива на входе в двигатель (низкое давление) и давление топлива после топливного насоса (высокое давление). На реактивных самолетах величина давлений в основном топливном контуре низкого давления колеблется в пределах 0,7—1,2 кгс/см², а в контуре высокого давления 25—60 кгс/см² и более. Если давление топлива нормальное, то это означает, что топливная система исправна.

Звук, газовая струя и вибрации. Способ определения работоспособности двигателя по звуку, т. е. по изменению тона и шума, применяется на работающем двигателе при опробовании на земле или в полете. В ТВД источником шума могут быть винт, газовая турбина, компрессор и струя выходящих газов (частота колебаний последней находится в диапазоне 75—13 000 Гц). Стук, скрежет, скрип и другие звуки хорошо прослушиваются фонендоскопом или стетоскопом.

В практике встречаются и такие неисправности, которые удастся определить только по вибрациям. Так, например, при обрыве лопатки турбины нарушается балансировка ротора, что вызывает сильные вибрации.

Самовращение турбины ГТД. Очень важным способом контроля работоспособности двигателя является проверка самовращения турбины двигателя после выключения, по времени которого можно определить неисправности двигателя, например масляное голодание, попадание в двигатель посторонних предметов, выжатка лопаток турбины и др.

Хорошее вращение турбины облегчает запуск и переход на другие режимы. При этом меньше затрачивается энергии на раскрутку ротора турбины и компрессора. На новых двигателях в период приработки трущихся пар с предельно допустимыми зазорами время вращения турбины будет наименьшим, с увеличением наработки оно возрастает. При этом каждый двигатель имеет свое время самовращения турбины, которое хорошо должен знать экипаж самолета и периодически проверять его.

Самовращение винта. У поршневых двигателей время самовращения коленчатого вала отсчитывается с оборотов малого газа до полной остановки. Однако внутренние неисправности ПД проверяют по внешним признакам, так как выбег у них составляет всего несколько секунд и зависит от компрессии в цилиндрах.

На вертолете о самовращении коленчатого вала судят по несущему винту. Если несущий винт после выключения трансмиссии в безветренную погоду еще

долго вращается (20—50 с и более), то считают, что детали трансмиссии исправны и хорошо приработаны.

При проверке времени самовращения одновременно прослушивают работу двигателя для выяснения, нет ли ненормальных шумов.

Время самовращения турбины проверяется следующим образом. После заруливания самолета на стоянку ТРД охлаждают на выгодных в тепловом отношении оборотах. Затем его обороты доводят до 30% максимальных и двигатель выключают. С момента выключения двигателя начинают отсчет времени самовращения до полного останова, которое у исправного двигателя составляет от 40 до 180 с и более. Для отсчета времени пользуются секундомером. На ТВД типа АИ-20 время самовращения турбины проверяют, отсчитывая его по секундомеру начиная с 1000 об/мин и до полного останова. Оно должно быть не менее 60 с (практически 80—180 с и более).

Для начала отсчета самовращения турбины выбирают режим работы двигателя исходя из условий его нормального охлаждения и удобства отсчета оборотов по тахометру. Для большинства ТРД для начала отсчета времени самовращения берут обороты малого газа, а для ТВД — режим 8% оборотов. При таких оборотах устойчивее показания тахометра (минимальные ошибки) и вращение ротора с винтом составляет несколько десятков секунд.

Опробование двигателей и проверку самовращения турбины проводят летные экипажи в присутствии технического состава в ходе предполетной (послеполетной) подготовки. В данном случае экономятся топливо и ресурс, а также осуществляется полный контроль работоспособности двигателей. Кроме того, летчик лично убеждается в их надежности.

Контроль по запаху. В практике встречаются такие неисправности, которые человек может определить только с помощью органов обоняния. Например, если в герметизированной кабине появляются пары масла (масляный туман) и запах дыма, то летчик делает вывод, что в компрессор попало масло либо по лабиринту, либо через разрушенную прокладку. При неисправности откачивающего масляного насоса и в начальный момент разрушения подшипников ротора ГТД также ощущается запах горелого масла. На малых оборотах ТРД, когда ленты перепуска воздуха из компрессора в атмосферу открыты, техник самолета по запаху керосина в воздухе, выходящем из окна на фюзеляже, может определить, не подтекает ли где-либо топливо. Если ощущается запах, то самолет отстраняется от полетов и тщательно проверяется.

Способ контроля работоспособности двигателя на приемистость, т. е. способность двигателя устойчиво переходить с одного режима работы на другой без недопустимых забросов температуры газов и срывов в течение минимального времени, производится постоянно при опробовании двигателя. Хорошую приемистость имеют поршневые двигатели (нарастание мощности происходит пропорционально перемещению сектора газа), недостаточную — реактивные. Например, при проверке полной приемистости с оборотов малого газа до максимальных оборотов при температуре окружающего воздуха от -5 до $+15^{\circ}\text{C}$ ГТД выходит на них за 15—18 с, в то время как перемещение РУД производится за 1—2 с.

Взлет с учетом приемистости. Учитывая недостаточную приемистость ГТД, рекомендуется взлет производить в такой последовательности: удерживая самолет на тормозах, плавно увеличить обороты до взлетных. Затем, убедившись в нормальной работе двигателя, отпустить тормозной рычаг и начать разбег. Таким образом, разбег на самолетах с ГТД начинается на взлетных оборотах (на максимальном режиме с форсажем либо без форсажа). Разбег же на самолетах с поршневыми двигателями начинается на малых оборотах (минимальной мощности), и в процессе первой половины разбега обороты двигателя доводятся до взлетных (максимальной мощности).

Время приемистости двигателя в пределах нормальных температур газов за турбиной и окружающего воздуха устанавливается инструкцией и постоянно проверяется в процессе эксплуатации. Запаздывание или растянутая приемистость ГТД характеризует неудовлетворительную регулировку автоматики приемистости либо неисправность каких-либо элементов технического устройства. На ГТД с недостаточной приемистостью летать опасно, так как может произойти остановка либо помпаж двигателя.

В табл. 1.13, 1.14 приведены характерные неисправности ТРД и ТВД.

Таблица 1.13

Характерные признаки различных неисправностей ТРД

Контролируемые параметры	Неисправности и последствия при		
	помпаже	зависании оборотов	обрыве лопатки турбины
Частота вращения турбины двигателя	Уменьшается	При перемещении РУД от себя обороты не меняются или немного падают. «Зависание» происходит обычно при увеличении оборотов	Не изменяется
Температура газов	Растет интенсивно до 900° С и более	Соответствует режиму, на котором «зависли» обороты. При горячем зависании температура будет расти	Немного возрастает
Давление топлива	Вначале не изменяется, затем падает в зависимости от оборотов	Не изменяется или могут возникать резкие колебания	Не изменяется
Показания сигнальных ламп автоматики и лент пуска воздуха	Лампы загораются. Ленты открыты	В зависимости от оборотов зависания	То же
Температура выходящего масла	Почти не изменяется	Не изменяется	»
Давление масла	То же	То же	»
Цвет выходящих газов	Незначительное изменение. Богатая смесь. При обгорании лопаток появляются пучки искр и черный оттенок дыма с языками пламени	»	Кратковременное искрение
Звук	Вначале несколько хлопков, затем учащение хлопков (или бубнение, урчание)	»	Без изменений
Вибрации или дрожание	Тряска с резкими толчками	Нет	Вибрации или тряска
Самовращение турбины	Ниже допуска	Не выявляется	Ниже допуска
Запах в кабине или воздуха выпуска из компрессора	Возможен запах выходящих газов при сильном выхлопе в компрессор	Нет	Нет
Приемистость	Ниже допуска	Неудовлетворительная	Не изменяется
Тяга и визуальные показатели	Падение тяги. Обгорание и разрушение лопаток турбины. Металлизация створок сопла и трубы (шоопирование)	Увеличение тяги при перемещении РУД от себя не происходит	Возможно разрушение деталей двигателя и возникновение пожара

Примечание. При помпаже необходимо перевести РУД на «Малый газ» и если помпаж не прекращается, то перевести РУД на «Стоп». При зависании оборотов уменьшить их, затем плавно вывести двигатель на нужный режим (обороты). При обрыве лопаток турбины перевести РУД на «Стоп».

Характерные признаки различных неисправностей ТВД

Контролируемый параметр	Неисправности и последствия при		
	обрыве лопатки турбины	разрушении подшипников ротора	самовыключении ТВД
Частота вращения турбины двигателя	Не изменяется	Постоянная до появления отрицательной тяги, затем падает	Падает
Температура газов за турбиной	То же	Постоянная до начала падения оборотов, затем растет	Падает до нуля
Давление топлива (высокое)	»	То же	Падает
Давление масла	»	»	Не изменяется
Цвет выходящих газов	Возможно искрение	»	При самовыключении из-за обледенения появляется белый дым
Звук	Возможен скрежет	Скрежет	Свистящий, затухающий
Вибрации или дрожание	Возникают вибрации (из-за дисбаланса)	Увеличение вибраций	Нет
Самовращение турбины	Меньше допуска	Меньше допуска	»
Запах в кабине или воздуха выпуска из компрессора	Нет	Запах горелого масла	»
Присмистость	Не изменяется	Не изменяется	Возможно разрегулировалась автоматика

Примечание. При обрыве лопатки турбины, разрушении подшипников ротора и самовыключении двигателя перевести РУД на «Стоп».

Холодный запуск ГТД

Запуск ГТД без подогрева от внешнего источника тепла получил название холодного запуска. Он связан с тем, что ГТД до температуры воздуха—25—30°C при запуске не подогревают.

Холодный запуск в значительной мере зависит в первую очередь от давления паров топлива, от летучести (испаряемости) топлива и количества легких пусковых фракций в нем. Чем выше давление насыщенных паров и чем ниже температура выкипания 10% (пусковой фракции), тем легче происходит холодный запуск (табл. 1.15).

Горячий запуск ГТД

Горячим запуском двигателя называется явление, когда в момент увеличения частоты вращения турбины двигателя до малого газа происходит рост температуры выше допустимой из-за выпрыска излишнего топлива в камеру сгорания.

От механизма дозировки топлива, его регулировки и стабильности работы зависит хороший запуск. Кроме того, на нормальный запуск влияет распыл топлива форсунками и полнота сгорания смеси в камерах.

Зависимость холодного запуска от сорта топлива

Топливо	Давление паров при 38° С, мм рт. ст.	Температура выкипания 10%, °С	Минимальное давле- ние топлива перед форсункой, при ко- тором возможен холодный запуск, кгс/см ²
Б-70	250	82	3,0
ТС-1	40	153	8,0
Т-1	30	168	9,0
Т-5	15	210	13,5

Причины «горячего запуска»: рано вступает в работу распределительный клапан; мал перепуск топлива через клапан запуска из-за неудовлетворительной его регулировки; плохой распыл топлива форсунки вследствие большого нагарообразования на них; осмоление штока клапана автомата запуска; засорение жиклера срабатывания воздуха из мембранной полости автомата запуска.

Повышение температуры газов выше допустимой приводит к перегреву лопаток турбины и соплового аппарата, а длительная работа при этой температуре — к оплавлению или обгоранию. При повышении температуры газов выше допустимой следует немедленно выключить двигатель и установить причину роста температуры газов. Надо иметь в виду, что термопары, контролирующие температуру газов за турбиной, обычно погружены в газовый поток на одну треть высоты лопатки от их верхних торцов, в связи с этим температура у корневой части лопатки будет значительно выше, чем показывает прибор температуры газов за турбиной, установленный в кабине пилота.

«Зависание» частоты вращения турбины ГТД

«Зависание» заключается в том, что при открытии дроссельного крана (при перемещении РУД) частота вращения турбины ГТД, достигнув определенной величины (ниже максимальных), остается неизменной (или несколько падает).

«Зависание» бывает «холодным» и «горячим». «Холодное зависание» характеризуется задержкой изменения частоты вращения. При этом температура газов будет соответствовать режиму, на котором «зависла» частота вращения турбины, а «горячее зависание» характеризуется задержкой изменения частоты вращения с ростом температуры газов. Цвет выходящих газов при «зависании» не изменяется, звук работающего двигателя обычный, вибраций не ощущается. Увеличение тяги при перемещении РУД от себя не происходит.

Причинами «холодного зависания» могут быть: старение и потеря эластичности резиновыми деталями плунжерных насосов; нарушение характеристик автоматического регулятора топлива; зависание иглы (клапана) распределителя; неудовлетворительная регулировка клапана приемистости; засорение (или негерметичность) трубопровода подвода воздуха из компрессора к клапану приемистости.

Причинами «горячего зависания» являются в основном неправильная регулировка клапана приемистости и распределительного клапана. «Горячее зависание» происходит чаще на частотах вращения турбины, близких к режиму малого газа, и вызывается это тем, что в диапазоне малых частот вращения турбины некоторые ТРД имеют недостаточный запас по помпажу. Для устранения «зависания» убирают обороты до режима малого газа, а затем плавно выводят двигатель на нужный режим; если температура газов при «горячем зависании» продолжает расти (на земле), то выключают двигатель и устраняют неисправность.

Влияние условий эксплуатации на помпаж ГТД

Помпажем называется неустойчивый режим работы компрессора и всего ГТД, возникающий при срыве потока воздуха с рабочих лопаток и лопаток спрямляющего аппарата компрессора. О помпаже судят по изменению шума, появлению хлопков, толчков и ударов, свидетельствующих, что происходит характерный для помпажа выброс воздуха из компрессора в воздухозаборник. При этом растет температура газов, падают обороты и тяга двигателя. Продолжительная работа на помпажном режиме вызывает обгорание лопаток турбины, соплового аппарата, перегрев и останов двигателя в полете.

Несмотря на наличие в ГТД противопомпажных устройств, помпаж все же может возникнуть на различных режимах работы двигателей и в различных условиях полета, если будет хотя бы кратковременное превышение (заброс) допустимой температуры газа перед турбиной. Во время запуска ГТД помпаж возникает при значительных отклонениях температуры окружающего воздуха от нормальной как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения; в первом случае из-за уменьшения весового расхода воздуха и нарушения непрерывности потока воздуха в компрессоре; во втором — из-за увеличения момента трения в подшипниках, для преодоления которого требуется повышение мощности турбины увеличением температуры газа.

Заброс температуры газа при запуске электростартером возможен из-за недостаточного напряжения тока, подводимого к стартеру. Резкое перемещение РУД при нарушенной регулировке автомата приемистости также вызывает заброс температуры газа и помпаж.

В ТВД возможен заброс температуры при снижении режима работы с винтами «на упоре». На ГТД с малым запасом по помпажу на максимальном режиме возможен помпаж на этом режиме в случае незначительного и случайного заброса температуры газа.

Возможность возникновения помпажа под влиянием внешних условий обуславливается характеристикой компрессора.

Падение оборотов ГТД при взлете

Причиной падения оборотов ГТД при взлете является попадание посторонних частиц (металлическая стружка, ворс от фильтра и др.) под клапан ограничителя максимальной частоты вращения ротора плунжерного насоса.

Величина и скорость падения частоты вращения турбины ГТД зависят от величины открытия клапана и от величины частицы, попавшей под клапан. В связи с этим частота вращения турбины постепенно уменьшается за 10—25 с примерно на 50—5000 в минуту. Причем относительно резкое падение частоты вращения турбины происходит только у земли. С поднятием же на высоту величина хода клапана увеличивается, застрявшие механические частицы проскакивают через клапан и частота вращения турбины восстанавливается до заданной.

Тряска ГТД

Признаки. Тряска ГТД сопровождается необычными вибрациями, падением частоты вращения турбины двигателя, повышением температуры газов и загоранием лампы сигнализации давления масла «Нет давления».

Определение ГТД, подвергшегося тряске. На самолетах с двумя двигателями в случае, когда по показаниям приборов не удается установить, какой из двигателей работает с тряской, рекомендуется поочередной уборкой РУД левого и правого двигателей до упора «Малый газ» определить неисправный двигатель. Если на режиме малого газа температура газов неисправного двигателя находится в допустимых пределах и тряска прекратилась, то следует оставить двигатель работающим на этом режиме. Когда же тряска не прекращается или температура газов выходит за допустимые пределы, следует выключить двигатель. В том и в другом случае полет прекращается.

Продолжительная тряска двигателя опасна тем, что она может вызвать полное разрушение двигателя или его рамы, а также пожар. Экстренную остановку двигателя в полете надо производить и в тех случаях, когда резко упало давление масла на входе в двигатель до нуля, и при резком повышении температуры газов за турбиной.

Вибрации ГТД

Вибрация («зуд») двигателя. При эксплуатации наблюдаются случаи возникновения в двигателе вибрации, уровень которой превышает допустимые нормы. Вибрации вызывают тряску самолета и его оборудования (приборная доска, ручка управления и др.). Иногда появляется посторонний звук высокой частоты (высокого тона), который отсутствует при нормальной работе двигателя. Экипаж, находясь в герметической кабине, испытывает неприятное ощущение от вибраций и звука. Это явление получило название «зуда» двигателя. «Зуд» преимущественно появляется на вновь установленных (чаще на ремонтировавшихся) двигателях при 7000—9000 об/мин, но отмечается и на других режимах.

«Зуд» возникает вследствие нарушения нормального течения гидравлических процессов или процессов горения внутри двигателя. В подавляющем же большинстве случаев «зуд» является причиной большой неуравновешенности масс ротора компрессора или неплотного прилегания заборников к колесу и валам компрессора из-за неравномерной затяжки шпилек крепления заборников.

Определение колеблющихся изделий. При появлении «зуда» нужно, в первую очередь, установить, возникает ли он в результате высокого уровня вибраций двигателя или его возникновение связано с тем, что частота собственных колебаний деталей и узлов самолета совпадает с частотой колебания двигателя (при этом уровень вибрации двигателя не превышает установленные нормы). Для этого следует произвести опробование двигателя с осмотром деталей самолета и прослушать работу двигателя в герметизированной кабине.

Если колебания деталей самолета не обнаружено, то осматривают двигатель с целью обнаружения возможных неисправностей, вызывающих вибрации. Иногда удается найти причину «зуда» путем установки другого двигателя. Если при другом двигателе «зуд» продолжается, то, следовательно, вибрации вызваны деталями самолета. С этой же целью может быть проведена проверка работы снятого из-за «зуда» двигателя на другом самолете.

Признаки включения форсажа

Минимальный форсаж. При проверке работоспособности двигателя на форсажном режиме на земле РУД устанавливают в положение «Минимальный форсаж». Включение форсажного режима контролируется по загоранию лампы «Форсаж», расположенной на табло либо в другом месте приборной доски, по толчку и изменению звука работы двигателя. Кроме того, наблюдается кратковременное падение температуры газов за турбиной на 20—120° С в течение не более 5 с и кратковременное изменение оборотов. Превышение оборотов допускается на 5—7% в течение 5 с, а величина провала оборотов обычно не регламентируется.

Полный форсаж. Перемещают РУД в положение «Полный форсаж» и, выдержав на этом режиме 5 с, убирают до положения «Минимальный форсаж». Двигатель должен работать устойчиво, без помпажа и пульсаций. Общая работа на форсажном режиме регламентируется временем, обычно 10—15 с.

Летная эксплуатация ГТД

После осмотра самолета приступают к запуску ГТД, для этого нажимают кнопку «Запуск» и ведут контроль за рабочими параметрами двигателя, не позволяя их отклонений от допустимых.

Запуск прекращают если: а) произошел недопустимый заброс температуры газов за турбиной; б) нет давления масла или топлива; в) не произошло воспла-

менения топлива; г) упало ниже допустимого напряжение в цепи запуска (в случае применения электростартера); д) не отключился стартер при заданном числе оборотов или, наоборот, он отключился преждевременно; е) замечен пожар двигателя; ж) самолет стронулся с места; з) дана соответствующая команда с земли.

Последующий запуск разрешается производить после выяснения причины и устранения неисправности. В случае прекращения запуска из-за невоспламенения топлива перед следующим запуском производят холодную прокрутку ротора двигателя. Затем производится прогрев и опробование двигателя в соответствии с инструкцией по эксплуатации.

В жаркое время года при стоянке и рулении самолета допускается отбор воздуха от работающих двигателей на систему кондиционирования, но перед взлетом отбор должен быть выключен во избежание уменьшения тяги или мощности и недопустимого повышения температуры газов. Руление производится на режиме от малого газа до $0,4 n_{\text{ном}}$, но при этом не разрешается рулить на оборотах ротора, близких к открытию или закрытию отверстий перепуска воздуха из компрессора.

Независимо от типа ГТД взлетный режим устанавливается плавным движением РУД попарно симметрично работающих двигателей. В это время ведется наблюдение за давлением топлива перед форсунками, числом оборотов ротора, давлением и температурой масла, показаниями ИКМ на самолетах с ТВД и температурой газов. Показания приборов не должны выходить за пределы, в противном случае немедленно снижают режим работы соответствующего двигателя.

В случае отказа двигателя при взлете до достижения критической скорости взлет прекращают с использованием всех средств торможения (колесные тормоза, парашют, снятие винтов с упора для самолетов с ТВД). При отказе двигателя на скорости, более критической, взлет продолжают. В тех случаях, когда не произошло автоматического флюгирования, винт флюгируют принудительно с помощью флюгер-кнопки.

Если отклонение от нормальной работы двигателя может привести к аварии, двигатель выключают при: а) чрезмерном росте температуры газов; б) сильной тряске; в) падении или колебании давления масла или топлива; г) падении давления масла в системе ИКМ ниже установленного минимального значения; д) чрезмерном росте температуры масла; е) невозможности ликвидировать начавшийся помпаж; ж) пожаре; з) резком развороте самолета с креном, потерей скорости и высоты полета.

В случае отказа одного из двигателей в горизонтальном полете остальные двигатели разрешается перевести на повышенный режим, вплоть до взлетного.

При заходе на посадку управление двигателями для сохранения приемистости ТРД и ДТРД в случае ухода на второй круг или подтягивания частоты вращения турбины двигателя держат около частоты вращения начала работы автоматики (НАР), пока самолет не пролетел над ДПРМ, частоту вращения турбины далее уменьшают до необходимой для скорости снижения.

У некоторых самолетов с ТВД перед приземлением на высоте выдерживания разрешается переводить РУД внутренних двигателей с полетного малого газа на земной малый газ. Возникающая при этом умеренная отрицательная тяга ускоряет момент касания колесами ВПП.

Перед остановом двигателя сначала охлаждают на режиме минимальной температуры газов в течение 1—2 мин, а затем останавливают выключением подачи топлива.

Обледенение ГТД в полете

Понижение температуры и увеличение влажности наружного воздуха часто вызывает обледенение воздухозаборников и деталей входного устройства ГТД: стоек переднего корпуса и направляющего аппарата компрессора, у ТВД обледеневают и воздушные винты.

Обледенение происходит в любое время года на различных режимах работы двигателя и если в воздухе есть пары или капельки воды, а температура деталей ниже нуля. Во входном канале происходит ускорение потока воздуха и его тем-

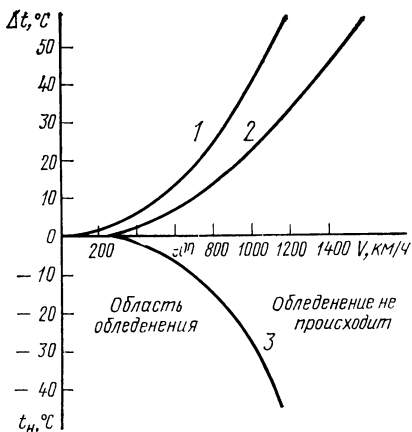


Рис. 1.36. Кривые возможного обледенения в облаках с переохлажденными каплями воды:

1 — кинетический нагрев при отсутствии облачности; 2 — то же, в капельных облаках; 3 — граница возможного обледенения; Δt — кинетический подогрев; t_n — температура окружающего воздуха

Если полет производится в области обледенения, включают подогрев. Горячий воздух для подогрева обычно отбирается из-за последних ступеней компрессора либо используются генераторы переменного тока. При наличии условий обледенения противообледенительные системы включаются на земле перед взлетом и в полете перед входом в облачность.

Особенно нежелательно запоздалое включение противообледенительных систем, так как накопившийся лед при разрушении может повредить рабочие лопатки компрессора.

Признаки разрушения подшипников трансмиссии ГТД

При эксплуатации ГТД были случаи разрушения подшипников трансмиссии из-за нарушения режима прогрева, охлаждения и смазки их при отказе в работе масляной системы двигателя, а также из-за выкрашивания поверхности беговых дорожек обойм или шариков вследствие усталости материала по производственным причинам либо нарушениям правил технической эксплуатации двигателей.

Повышение трения и температуры. Масло в авиационных двигателях подается на подшипники не только для их смазки, но и для охлаждения. Поэтому при недостаточной подаче масла или полном его прекращении детали подшипников быстро нагреваются, изменяются зазоры между телами качения и обоймами, в результате чего в подшипнике возникают повышенные усилия от трения. А все это в целом приводит к еще более сильному разогреву подшипника и дальнейшему уменьшению в них зазоров. В итоге температура в местах контактов шариков с кольцами повышается настолько, что превышает температуру плавления материала шариков. Расплавляющийся материал налипает на беговую дорожку обойм и заклинивает шарики между внутренним и наружным кольцами.

Внешним признаком разрушения подшипников является повышение температуры газа за турбиной, характерный металлический скрежет, повышение температуры масла, резкое снижение времени выбега ГТД и, наконец, заклинивание ротора двигателя. При этом на деталях газовоздушного тракта, лопатках сопловых аппаратов и турбин появляются следы постороннего металла. В свою очередь, разрушение задних подшипников трансмиссии вызывает повреждение

температура падает, поэтому обледенение возможно и при плюсовых температурах наружного воздуха.

Наиболее интенсивное обледенение наблюдается в полете на высотах ниже 3—5 км и когда в воздухе содержится вода в жидком состоянии: в слоисто-кучевых облаках и в переохлажденном дожде или в виде кристаллов льда — при температурах воздуха от +5 до —12° С. При скорости полета выше 800—900 км/ч обледенение не происходит из-за кинетического нагрева деталей входного устройства. Зона возможного обледенения показана на рис. 1.36.

Абсолютную температуру воздуха на входе в компрессор можно определить по формуле

$$T_{вх} = T_n + \frac{V^2 - c_{вх}^2}{2010} \approx$$

$$\approx T_n + 5 \cdot 10^{-4} (V^2 - c_{вх}^2)^\circ \text{ К},$$

где T_n — абсолютная температура наружного воздуха, °К; V и $c_{вх}$ — скорость полета и скорость воздуха на входе в компрессор, м/с.

лабиринтных уплотнений. Первым признаком этого разрушения служит дымление двигателя из-за сгорания масла, попадающего через разрушенный лабиринт в газо-воздушный тракт.

Контроль масла и фильтров. От разрушения деталей в масле появляется металлическая стружка. Для предотвращения случаев разрушения подшипников в условиях эксплуатации необходимо контролировать работу масляной системы, а при обслуживании и выполнении регламентных работ обязательно осматривать масляные фильтры на предмет отсутствия на них металлической стружки.

Тепловой удар в задних подшипниках. Разрушение задних подшипников происходит при запуске двигателя и выводе его на повышенные режимы работы без предварительного прогрева в результате теплового удара. В этом случае внутреннее кольцо подшипника имеет температуру выше наружного, дополнительно сжатого корпусом, что вызывает уменьшение радиального зазора в подшипнике. При уменьшении зазора до нуля тела качения подшипника начинают вначале проскальзывать, а затем разрушаться.

Цвета побежалости на деталях подшипников появляются при перегреве, например, в результате заедания подшипника из-за нарушения нормальной смазки или возникновения и развития теплового износа. Установлено, что до температуры 100—120° С на деталях подшипников нет заметных изменений; при температурах от 130 до 180 °С беговые дорожки покрываются пленками, образующимися в результате взаимодействия окисленного или сгоревшего масла с поверхностью металла; при температурах 180° С и выше появляются цвета побежалости.

Раскатка подшипника. Увеличение диаметров внутреннего и наружного колец на практике принято называть раскаткой подшипника. Она встречается обычно у высоконагруженных подшипников. При раскатке, дающей увеличение диаметра кольца более чем на 0,1 мм, подшипник бракуется.

Нарушение надежности деталей компрессора ГТД

Опыт эксплуатации ГТД показывает, что основные неисправности компрессора связаны с попаданием в него посторонних предметов и усталостными разрушениями лопаток.

Эрозия лопаток, вызванная попаданием пыли, песка, мелких частиц и прочее, в результате поверхность лопаток покрывается мельчайшей «сыпью» или рисками (последнее наблюдается на лопатках из нержавеющей стали). Наиболее частым последствием попадания посторонних предметов являются забоины, трещины и вмятины на лопатках компрессора, которые создают очаги концентрации напряжений, ведущие со временем к усталостному разрушению. Особенно опасны забоины у корневых сечений пера лопатки на острых кромках.

Мелкие забоины, задиры и зазубрины сами по себе не опасны, но, являясь концентраторами напряжений, они способствуют развитию усталостных трещин при вибрациях. Поэтому техническими условиями обычно не допускаются повреждения, расположенные близко к основанию лопатки, и незачищенные забоины на кромках.

Разрушение лабиринтных уплотнений. В компрессорах некоторых типов ГТД наблюдается повышенный износ или разрушения лабиринтных уплотнений. Помимо возможности заклинивания ротора при разрушении лабиринтных уплотнений, износ приводит к ухудшению параметров компрессора, снижению запаса его устойчивости по помпажу, увеличению утечки воздуха и может привести к нарушению баланса осевых сил, действующих на ротор ГТД, и, как следствие, к росту осевого усилия на упорном подшипнике.

Уменьшению запаса по помпажу способствуют также износ, загрязнения и разрушение поверхности лопаток компрессора или увеличение радиальных зазоров рабочих лопаток из-за выработки талькированного слоя.

Биеение гребешков лабиринтов дисков ротора возникает из-за прогиба ротора или местной выработки гребешков.

Разрушение лопаток. Имели место случаи разрушения лопаток компрессора из-за возникновения в них высоких переменных напряжений вследствие попадания лопаток в резонансный режим колебаний. Если уровень этих напряжений

превышает усталостную прочность, то в материале возникают микротрещины, развитие которых приводит к их раскрытию и обрыву лопаток. Усталостное разрушение лопаток обычно начинается со спинки или выходной кромки пера, либо идет по замку.

К числу других причин, приводящих к разрушению лопаток; относится некачественное их изготовление, нарушение режимов термической обработки и невыдерживание геометрических размеров.

Факторы, влияющие на надежность деталей газовой турбины ГТД

В связи с большим числом запусков и остановок ГТД, а также изменениями режимов его работы при эксплуатации лопатки турбины испытывают многократные циклические изменения теплового и напряженного состояний.

Напряжения при запуске. Наиболее напряженным, с точки зрения температурного напряжения горячей части двигателя, является запуск. Так, например, изучение тепловых режимов показывает, что максимальная температура при запуске двигателя часто достигает в средней части отдельных лопаток 850—900° С. Периоду запуска свойственны также большие скорости нагрева лопаток и значительная неравномерность температуры по их длине, сечению и по окружности проточной части.

Неравномерность поля давлений и температур в газовом потоке перед рабочими лопатками турбины вызывается неравномерной работой форсунок и камер сгорания. В результате этого на лопатки действуют периодические изменяющиеся силы давления газового потока, которые и вызывают их вынужденные колебания. Частота импульсов давления, а следовательно, и частота колебаний лопаток очень велика.

Трещины по пазу замка. Характерными повреждениями лопаток турбины являются трещины по первому пазу елочного замка, а также трещины и разрушение проточной части. Первые происходят при возникновении на лопатках резонансных колебаний. Источником возбуждения их являются импульсы, возникающие при прохождении рабочих лопаток через аэродинамический след лопаток соплового аппарата. Неравномерность температуры газа перед сопловым аппаратом турбины способствует увеличению неравномерности сил газового потока, что также является источником возбуждения колебаний лопаток.

Разрушение лопаток по проточной части. Причиной разрушения лопаток турбины по проточной части служит возникновение в них высоких напряжений из-за повышенного уровня остаточных деформаций в поверхностном слое материала лопаток в результате нарушения технологии их обработки, несовпадения фактического распределения центров тяжести по радиусу лопаток от их расчетного значения при отклонениях в геометрических размерах лопатки и паза диска и увеличения амплитуды колебания лопаток.

Разность термических напряжений. На переходных режимах работы ГТД тонкие передние и задние кромки лопаток подвергаются более резким изменениям температуры, чем средняя часть. Перепад температуры в лопатке вызывает напряжения из-за разности термических деформаций. При накоплении циклов нагревания и охлаждения на лопатке могут появиться трещины вследствие термической усталости, причем главным фактором здесь будет не время работы лопатки, а число повторных циклов резких изменений температуры и величина промежутков между циклами.

Удлинение и выгорание лопаток турбины и контроль их зазоров

Удлинение и выгорание. Разрушение лопаток турбины, сопровождающееся удлинением или выгоранием материала, происходит вследствие их перегрева. Чаще перегрев лопаток наступает при «горячем» зависании оборотов ГТД, помпаже компрессора, неисправности в работе топливотрегулирующей аппаратуры. Повышение температуры окружающего воздуха также способствует увеличению температуры газа перед сопловым аппаратом турбины, что может явиться при неудовлетворительной работе автоматики расхода топлива причиной перегрева лопаток.

Контроль зазора между концами лопаток турбины и корпусом. В эксплуатации у ГТД происходит также вытяжка лопаток турбины и деформация соплового аппарата (вспучивание), что требует систематической проверки зазора между концами лопаток турбины и корпусом двигателя (рис. 1.37).

Зазор проверяют в восьми точках специальным плоскостным щупом толщиной 1,5—2,5 мм на холодном двигателе. Первый раз при произвольном положении колеса турбины, второй раз после поворота колеса на 180°.

Качение лопаток. Одновременно с проверкой зазоров между концами лопаток турбины и корпусом убеждаются в наличии необходимого качания лопаток турбины. Обычно причиной отсутствия качания лопаток является сильное засмоление замка лопатки (места присоединения лопатки к ободу турбины). Эта неисправность устраняется путем промывки керосином замковой части лопаток.

Примечание. Толщина щупа указывается в описаниях каждого типа двигателя.

Обнаружение неисправностей двигателей стружко-сигнализаторами

В целях более раннего обнаружения неисправностей двигателя применяют различные способы контроля качества масла. Все они сводятся к обнаружению в масле металлических частиц (стружки).

Существует несколько конструкций датчиков-сигнализаторов обнаружения наличия стружки в масле (стружко-сигнализаторов). К ним относятся магнитные, щелевые, индуктивные и др.

Магнитные сигнализаторы. Простейшим датчиком-сигнализатором магнитного типа является устанавливаемая в магистраль откачки масла магнитная пробка (либо в сливной пробке маслоотстойника).

Масло, циркулируя в системе, омывает магнит, при этом имеющиеся в масле стальные частицы притягиваются им. Осуществляя периодический осмотр магнитных пробок, устанавливают зависимость между содержанием в масле металлических частиц и началом разрушения трущихся пар.

Сигнализатор-автомат (рис. 1.38) в отличие от магнитной пробки автоматически выдает сигнал о наличии стружки в масле. Он состоит из корпуса, выполненного из диэлектрического материала с закрепленными в нем постоянными магнитами, источника питания, электропроводки и сигнальной лампы. При прохождении масла между торцами магнитов и при накоплении определенного количества стружки на них создается контакт в электрической цепи датчика, что приводит к загоранию сигнальной лампы. Для повышения полезной работы этих сигнализаторов их устанавливают на участках магистрали с минимальной скоростью движения масла и в зонах, максимально приближенных к местам возможного повреждения трущихся пар.

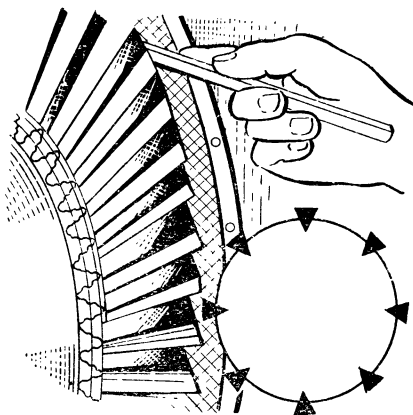


Рис. 1.37. Способ замера специальным щупом зазора между концами лопаток турбины и корпусом ГТД

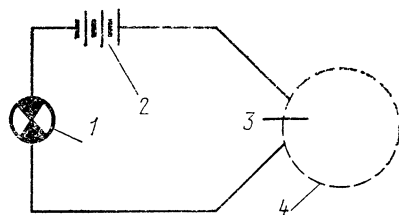


Рис. 1.38. Схема стружко-сигнализатора магнитного типа:

1 — сигнальная лампа; 2 — источник питания; 3 — диэлектрическая приставка; 4 — постоянные магниты

Ограниченность сигнализаторов магнитного типа. Сигнализаторы магнитного типа позволяют обнаруживать только ферромагнитные частицы, тогда как для начала развития многих неисправностей двигателя характерно появление в масле алюминиевых включений.

Щелевые сигнализаторы. Идея щелевого сигнализатора заключается в том, что его датчик, выполненный из нескольких изолированных друг от друга пластин, устанавливают в трубопровод откачки масла.

Попадание металлических частиц в зазоры между пластинами приводит к замыканию электрической цепи сигнализатора и загоранию лампы «Стружка в масле».

В некоторых сигнализаторах щелевого типа в качестве датчика используется фильтр с изолированными друг от друга секциями. При прохождении через секции фильтра масла, содержащего металлические частицы, клиновидные щели между секциями забиваются, замыкая электрическую цепь сигнализатора.

Индуктивные сигнализаторы. Принцип действия такого сигнализатора основан на изменении индуктивности колебательного контура автогенератора при внесении в его электромагнитное поле какого-либо металла. Датчик сигнализатора, выполненный в виде катушки, установлен в откачивающей магистрали масляной системы. При появлении в столбе масла внутри датчика металлических частиц индуктивность катушки изменяется, что регистрируется электронным блоком с последующей выдачей сигнала «Стружка в масле».

Общие недостатки сигнализаторов. Рассмотренные выше сигнализаторы обладают тем недостатком, что все они не обеспечивают надежного контроля за состоянием трущихся поверхностей в начальной стадии развития неисправности. Это происходит из-за того, что единичные частички металла, находящиеся в масле, не могут создать требуемого контакта в электрической цепи сигнализатора.

Сигнализаторы омического сопротивления. Разработаны сигнализаторы, в основу которых положен принцип изменения омического сопротивления масляного слоя, находящегося между трущимися поверхностями. Появление в масле единичных металлических частиц приводит к разрушению этого слоя, что вызывает падение омического сопротивления. Последнее используют как сигнал о появлении неисправности в трущихся парах двигателя.

Датчик-сигнализатор масляного голодания. На некоторых типах двигателей для откачки масла практикуют установку датчиков-сигнализаторов масляного голодания подшипников. По мере роста температуры масла, омывающего датчик, увеличивается электрическое сопротивление последнего, а так как цепь его включена в мостовую схему, то наступает разбалансировка моста. При величине разбалансировки, соответствующей температуре настройки системы, выдается сигнал о перегреве подшипников.

Датчик предельной температуры. На одном из типов отечественных ТВД в магистрали откачки масла от задних опор ротора двигателя установлен датчик предельной температуры. Он состоит из капсулы, внутри которой помещена вставка из легкоплавкого материала. При повышении температуры масла выше температуры плавления материала вставки происходит замыкание цепи датчика с последующей выдачей сигнала о перегреве подшипников.

Метод отбора проб масла. Эффективным диагностическим методом раннего обнаружения неисправностей двигателя может служить также периодический отбор проб масла с последующим их химическим или спектрографическим анализом на содержание в них металлических включений. Особенно отбор масла на анализ рекомендуется производить в случаях, если завышается температура при запуске и после перегрева двигателя.

9. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ

Динамическая (усталостная) прочность вертолета

Результат воздействия силы на конструкцию зависит от способа приложения силы. Конструкция легче выдерживает статические (постепенные) нагрузки. Так, например, для разрушения образца необходима статическая сила в 1000 кгс,

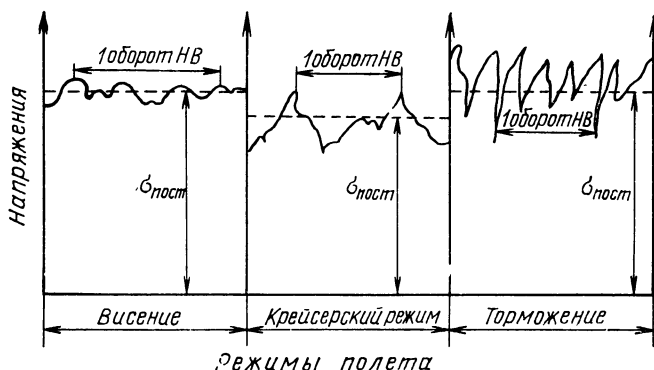


Рис. 1.39. Напряжения, возникающие в лопасти несущего винта вертолета на различных режимах ($\sigma_{\text{пост}}$ — напряжения от статической нагрузки)

при ударном одноразовом приложении силы потребуется уже около 500 кгс, а при знакопеременных нагрузках только 200—350 кгс и меньше. Но в последнем случае разрушение произойдет не сразу, а в большом диапазоне времени.

Усталость материала. При действии переменных напряжений возникают микротрещины вблизи зон наибольших напряжений в материале. Эти трещины постепенно развиваются, уменьшая сечение неповрежденного материала. Разрушение происходит медленно, но в последней стадии скорость развития трещин прогрессивно возрастает. Типичный излом материала имеет две зоны: гладкую поверхность там, где трещины распространялись медленно и края их сглаживались, и шероховатую, по которой произошло окончательное разрушение образца.

Особенно плохо переносят переменные нагрузки детали, имеющие местные концентрации напряжений (отверстия, заклепочные и болтовые соединения, резкие переходы формы, грубую обработку поверхности и т. п.).

Тяжелое нагружение лопастей. На рис. 1.39 показаны переменные напряжения, возникающие в одном из сечений лонжерона лопасти несущего винта на различных режимах полета. Наиболее тяжелое нагружение лопасть испытывает при торможении вертолета, когда амплитуда переменных напряжений и величина статических напряжений наибольшие.

Поскольку в реальных условиях переменные силы не действуют непрерывно до разрушения конструкции (например, во время стоянки), то общее время их действия измеряется количеством циклов нагружения. У вертолетов количество циклов нагружений за срок его службы превышает десятки миллионов.

Предел усталости конструкций вертолета. Усталостная прочность характеризуется числом циклов нагружения, которое она выдерживает до разрушения при заданной амплитуде переменных напряжений (рис. 1.40). Таким образом, чем больше амплитуда переменных напряжений, тем меньшее число циклов нагружения выдерживает конструкция. Наибольшая амплитуда напряжений, при которой конструкция может выдерживать какое угодно большое число циклов нагружения без разрушения, называется пределом усталости ($\sigma_{\text{уст}}$) или (пределом выносливости).

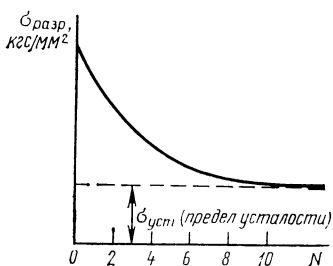


Рис. 1.40. Кривая усталости материала, N — количество циклов нагружений в миллионах

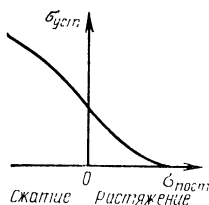


Рис. 1.41. График зависимости предела усталости от величины статической подгрузки

Величина $\sigma_{уст}$ различных материалов в практике принимается: 10 млн. циклов для сталей и 50 млн. циклов для цветных металлов.

Суммарное нагружение. Если деталь нагружается дополнительно постоянной нагрузкой (статической), то переменные напряжения $\sigma_{пер}$ будут накладываться на постоянные напряжения $\sigma_{пост}$. Чем больше постоянные напряжения, тем меньше будет предел усталости $\sigma_{уст}$. Например, лонжерон лопасти из стали 30ХГСА может иметь $\sigma_{уст} = 12\text{—}30 \text{ кгс/мм}^2$ (при $\sigma_{в} = 110\text{—}130 \text{ кгс/мм}^2$ и растягивающих $\sigma_{пост} = 20 \text{ кгс/мм}^2$), дюралюминиевый лонжерон из материала АВТ-1 имеет $\sigma_{уст} = 4\text{—}6 \text{ кгс/мм}^2$ (при $\sigma_{в} = 33 \text{ кгс/мм}^2$ и $\sigma_{пост} = 5 \text{ кгс/мм}^2$).

Из рис. 1.41 видно, что в области постоянных напряжений сжатия предел выносливости значительно возрастает. Этот закон используется при упрочнении деталей конструкции наклепом.

Эксплуатация и обслуживание трансмиссии

Трансмиссия служит для передачи крутящего момента (мощности) от двигателя (двигателей) к несущим винтам или к несущему и рулевому винтам.

Механизмы трансмиссии включают следующие основные части: главные редукторы, главные валы, промежуточные, хвостовые и синхронизирующие редукторы, хвостовые, концевые и синхронизирующие валы, соединительные муфты валов, опоры валов и тормоз трансмиссии.

В зависимости от типа вертолета некоторых перечисленных частей трансмиссии может и не быть.

Живучесть вертолета в большой мере зависит от надежности агрегатов трансмиссии, и преждевременный выход их из строя в полете может привести к отказу изделия.

Безопасная работа трансмиссии зависит от полноты и своевременности выполнения регламентных работ по смазке трущихся поверхностей ее валов и редукторов. Требуется периодически проверять состояние фильтров и магнитных пробок редукторов. На них не должно быть металлической стружки или кусочков металла. Систематически следить за наличием и кондиционностью масла в редукторах. В полете контроль за работой трансмиссии производится по температуре и давлению масла в редукторах, а также на слух по отсутствию неприятных шумов.

Признаком исправного состояния трансмиссии является легкость ее вращения, которая проверяется на земле при вращении лопастей винтов от руки. Иногда повышение усилия, необходимого для проворачивания трансмиссии, вызывает неполным растормаживанием трансмиссии, поэтому необходимо периодически проверять регулировку тормоза трансмиссии.

Более нагруженной частью трансмиссии является главный редуктор, поэтому особо тщательно проверяют состояние узлов его крепления.

При осмотре валов трансмиссии особое внимание уделяют контролю за наличием смазки в трущихся поверхностях, соосностью валов, надежностью крепления опор, состоянием соединительных муфт. Подшипники качения закрытого типа промывать бензином или керосином запрещается, их только протирать влажной от керосина ветошью.

Хвостовые валы проверяются на биение и скручивание. В любом полете по всей длине вала биение должно быть в допустимых пределах (для вертолета Ми-4 не более 0,45 мм). Скручивание валов проверяется по прямолинейности осевых линий, нанесенных на валах. Валы, имеющие скрученность, подлежат замене.

В процессе эксплуатации и обслуживания также периодически проверяют усилия затяжки болтов крепления редукторов и фланцев валов.

Тормоз трансмиссии служит для ускоренной остановки несущего винта после выключения двигателей и для предотвращения проворачивания винтов на стоянке под действием ветра.

На вертолетах обычно применяются механические тормоза ввиду надежности управления ими и возможности длительного стояночного торможения. Для уменьшения потребного тормозного момента тормоза устанавливают на многооборотных валах, передающих сравнительно небольшой крутящий момент.

Обычно управление тормозом трансмиссии блокируется с запуском или муфтой включения трансмиссии на поршневом двигателе.

Уход за тормозами определяется инструкцией по эксплуатации или регламентом технического обслуживания.

Нагрузки, действующие на лопасти несущего винта

Лопасти несущего винта в полете под действием внешних сил совершают колебания относительно всех трех шарниров. Определяющими для прочности являются колебания в плоскости взмаха, где действуют наибольшие силы, а лопасть обладает наименьшей жесткостью.

В плоскости взмаха на лопасть действуют: распределенная воздушная (аэродинамическая) нагрузка; инерционные нагрузки от сил веса лопасти, центробежных сил и маховых движений лопастей.

Воздушная (аэродинамическая) нагрузка. На режиме висения винт создает силу тяги T , примерно равную силе веса вертолета G . Если винт имеет Z лопастей, то на долю одной лопасти придется сила

$$T_{\text{л}} = \frac{T}{Z}.$$

Для удобства расчетов распределенная по площади нагрузка пересчитывается на погонную нагрузку, приходящуюся на 1 м длины лопасти. Таким образом, погонная воздушная нагрузка $q_{\text{в}}$ будет равна геометрической сумме векторов суммарных давлений, действующих на участок лопасти длиной 1 м, и приложена она в центре давления.

Инерционная нагрузка от сил веса лопасти. Погонная инерционная нагрузка от сил веса лопасти направлена вниз и приложена по линии центров тяжести сечений лопасти. Величина нагрузки от сил веса лопасти значительно меньше остальных нагрузок и поэтому при ориентировочных расчетах может не учитываться.

Инерционная нагрузка от центробежных сил лопасти. На лопасть, имеющую массу $G_{\text{л}}$ и вращающуюся с угловой скоростью ω , будет действовать центробежная сила

$$N = \frac{G_{\text{л}}}{g} \omega^2 r_{\text{ц.т}} \text{ кгс},$$

где $r_{\text{ц.т}}$ — расстояние от оси вращения винта до центра тяжести лопасти.

Эта сила направлена перпендикулярно оси вращения несущего винта. Вдоль лопасти действует сила N_1 и перпендикулярно лопасти N_2 (рис. 1.42, а). Осевая сила N_1 растягивает лопасть, поперечная сила N_2 изгибает ее в плоскости взмаха.

Аналогично считают, что каждый погонный метр лопасти будет нагружаться поперечной нагрузкой q_{N_2} .

Инерционная нагрузка от центробежных сил является нагрузкой переменной. Величина ее зависит от угла взмаха лопасти, который при кривой обдувке зависит от азимута лопасти. Чем больше угол взмаха, тем больше нагрузка q_{N_2} , так как $q_{N_2} = q_N \sin \beta$.

Инерционная нагрузка, вызываемая маховыми движениями лопасти. Лопасть совершает маховые движения относительно горизонтального шарнира. Половину окружности (от $\psi = 340^\circ$ до $\psi = 160^\circ$) она движется вверх и половину окружности (от $\psi = 160^\circ$ до $\psi = 340^\circ$) вниз, причем движения и вверх,

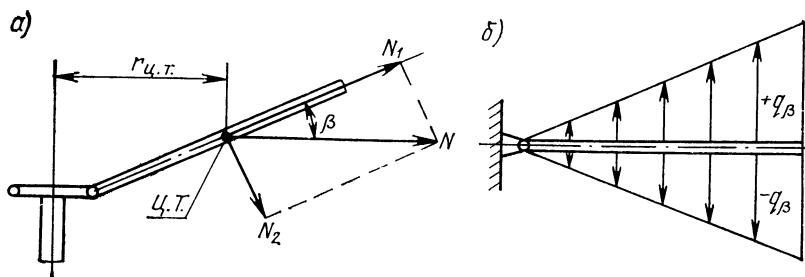


Рис. 1.42. Разложение центробежной силы лопасти (а) и эпюра инерционной нагрузки, вызываемой маховыми движениями лопасти (б)

и вниз сначала проходят с ускорением, а затем с замедлением. Поэтому инерционная нагрузка от маховых движений направлена вниз, когда лопасть движется вверх с ускорением или вниз с замедлением, и направлена вверх, когда лопасть движется вверх с замедлением или вниз с ускорением. Эпюра погонной инерционной нагрузки от маховых движений лопасти q_{β} показана на рис. 1.42, б. Следовательно, эта нагрузка также является переменной.

Суммарная поперечная нагрузка лопасти равна сумме действующих на лопасть погонных нагрузок:

$$q_{\text{сум}} = q_{\beta} - q_{\text{л}} - q_{N_2} \pm q_{\beta}.$$

Расчетная суммарная нагрузка соответственно будет равна

$$q_{\text{сум}}^p = q_{\beta} n^3 f - q_{\text{л}} n^3 f - q_{N_2} f \pm q_{\beta} f.$$

Нагрузки q_{N_2} и q_{β} не зависят от перегрузки вертолета, и поэтому в них n^3 не учитывается, где n^3 — эксплуатационная перегрузка; f — коэффициент безопасности.

Повышение надежности при эксплуатации и обслуживании несущих винтов вертолетов

Техническая и летная эксплуатация несущих и рулевых винтов включает комплекс мероприятий по сохранению аэродинамических качеств и прочности винтов в пределах назначенного ресурса.

К предупредительным мероприятиям относятся: сохранение регулировочных данных винтов и балансировки лопастей;

своевременная смазка подшипников и трущихся поверхностей втулки;

сохранение защитных покрытий лопастей и втулок;

защита винтов от повреждений при стоянке вертолета на земле;

своевременное выявление дефектов и устранение их;

своевременное проведение профилактических и регламентных работ.

В эксплуатации проверяются и при необходимости регулируются величина затяжки фрикционных демпферов вертикального шарнира (она должна быть одинаковой у всех демпферов несущего винта), установочные углы и соконусность вращения лопастей, а также люфты во всех шарнирных соединениях. У гидравлических демпферов производится проливка жидкости для удаления воздуха из полостей, заполненных жидкостью. Статическая балансировка и центровка лопастей проверяются только после ремонта. Регулировочные данные винтов указываются в инструкции по эксплуатации вертолетов.

При стоянке вертолета лопасти закрываются чехлами от вредного воздействия атмосферных факторов и могут крепиться с помощью тросов (швартуются) к фюзеляжу или шасси. Ненадежная швартовка лопастей может привести к поломке их при сильном ветре.

При раскрутке и остановке винта лопасти могут ударяться об упоры, что может привести к наклепу и даже смятию упоров. Особенно опасны деформации или заедание (например, в результате примерзания зимой) ограничителей свеса лопастей, что приведет к ударам лопасти о хвостовую балку.

Дефекты лопастей винтов сводятся главным образом к абразивному износу защитного покрытия передней кромки и отставанию обшивки отсеков из-за плохого качества склейки. Особенно внимательно должны проверяться на отсутствие трещин открытые дюралюминиевые лонжероны.

Лопасты несущего винта могут заменяться или все одновременно (комплексом), или по одной. Последнее оказывается возможным в случае точного выдерживания характеристик лопастей при их изготовлении. Например, допускается отклонение в массе разных лопастей вертолета Ми-4 всего 200 г при массе самой лопасти 130 кг.

Несущий винт вертолета является основной и наиболее нагруженной частью вертолета. Его надежная работа возможна при строгом соблюдении установленных правил эксплуатации и технического обслуживания.

Исправность трансмиссии. Одним из признаков исправного состояния трансмиссии является легкость ее вращения, которая проверяется при вращении лопастей винтов от руки. Иногда повышение усилия, необходимого для проворачивания трансмиссии, вызывается неполным растормаживанием трансмиссии, поэтому необходимо периодически проверять регулировку тормоза трансмиссии.

Наиболее нагруженной частью трансмиссии является главный редуктор, поэтому необходимо особо тщательно проверять состояние узлов его крепления.

Эксплуатация и обслуживание системы управления вертолета

Система проводки управления может быть жесткой, гибкой и смешанной.

Жесткая проводка состоит из последовательно соединенных тяг, подвешиваемых к конструкции вертолета на качалках и направляющих роликах. Тяги из дюралюминиевых или стальных труб работают на сжатие и растяжение. Стальные тяги, как правило, устанавливаются в местах, где передаются большие усилия.

Регулируемые тяги. Соединение тяг между собой и с качалками осуществляется с помощью наконечников с запрессованными сферическими подшипниками. Подшипники качения уменьшают силы трения и допускают некоторый переос осью тяг. Регулировка длины проводки управления тяг производится наконечниками. В целях контроля минимально допустимого захода резьбы вилки в наконечнике имеется контрольное отверстие. Длина отдельных тяг выбирается из условий сохранения их устойчивости при сжатии, исключения резонансных колебаний и удобства монтажа.

Ударный демпфер-вибратор. Для борьбы с вибрациями тяг проводки управления применяется так называемый ударный демпфер, представляющий собой покрытый слоем резины грузик, помещенный внутри трубы с зазором 2—3 мм. Во время колебания тяг грузик ударяется о ее стенки, сбивает фазу колебаний и поглощает некоторую долю энергии.

Работа качалок. Качалки делают штампованными или литыми из сплавов алюминия, а наиболее нагруженные — из стали. Поддерживающие качалки служат для обеспечения возвратно-поступательного движения тяг. Переходные качалки не только поддерживают тяги, но и обеспечивают передачу усилий, работая при этом на изгиб.

Они устанавливаются в местах, где необходимо изменить направление тяг или величину их относительных линейных перемещений. Тяги должны подходить к качалкам под прямыми углами для того, чтобы перемещения ведущей тяги в обе стороны от нейтрального положения вызывали соответственно равные перемещения ведомой тяги.

Направляющие ролики устанавливаются там, где из-за недостатка места нельзя применять качалки. В этом случае тяга перемещается в двух обоймах направляющих роликов только вдоль своей оси. В каждой обойме имеются три или четыре ролика, один из которых может быть регулируемым. Применяются ролики текстолитовые или стальные (шарикоподшипники).

При установке направляющих роликов применяют длинные тяги до 2 м вместо 1,0—1,3 м при креплении на качалках. Недостатками направляющих роликов является необходимость точной подгонки тяг и выработка на них дорожек от роликов.

Гибкая проводка к одному органу управления состоит из двух тросов, поддерживаемых роликами или текстолиновыми втулками.

Тросы применяются стальные, особо гибкие диаметром 2,5—5,0 мм. Во время работы тросы вытягиваются, поэтому требуют периодической проверки натяжения и удаления провиса с помощью тандеров. Для уменьшения вытяжки трос перед установкой на вертолет предварительно нагружают силой, равной 50% разрушающей, и выдерживают в течение 30—60 мин. С целью повышения надежности тросовую проводку иногда делают двойными тросами.

Ролики, поддерживающие трос, как правило, текстолиновые, иногда дюралюминиевые, с жестко закрепленной осью или ориентирующиеся. Чтобы при уменьшении натяжения трос не соскочил с ролика, имеются направляющие ограничители.

Смешанная проводка — это комбинация жесткой и гибкой проводки. Промежуточными звеньями для перехода от жесткой проводки к гибкой могут быть секторы или мультипликаторы.

Мультипликатор состоит из шестеренчатого редуктора, на выходном валу которого закреплен барабан с тросом. Тяга жесткой проводки связана через рычаг с ведущим колесом редуктора. При сравнительно небольшом перемещении тяги редуктор может обеспечить несколько оборотов барабана, а следовательно, и необходимое большое перемещение троса.

Выбор типа проводки зависит в основном от ее протяженности. При сравнительно небольших расстояниях от командных рычагов до органов управления применяется жесткая проводка, при больших — тросовая. Длинная жесткая проводка оказывается значительно тяжелее тросовой, а наличие большого числа соединений тяг может привести к появлению недопустимого суммарного люфта. Кроме того, тяги более подвержены вибрациям.

Недостатком гибкой проводки является изменение натяжения тросов в результате вытяжки и влияния температуры, так как коэффициенты линейного расширения стальных тросов и дюралюминиевых силовых элементов фюзеляжа различны по величине. Гибкая проводка менее надежна из-за возможного обрыва отдельных нитей и завершенности троса и обладает большим трением.

На одновинтовых вертолетах жесткая проводка часто применяется на участке от командных рычагов до автомата перекоса, а тросовая проводка — для управления рулевым винтом и стабилизатором. Последняя подключается после гидроусилителей.

Нагрузка проводки. Современные вертолеты имеют сложные системы управления, включающие такие механизмы, как автоматы перекоса, гидроусилители, автопилоты и др. Надежная работа систем может быть обеспечена при правильной регулировке, строгом контроле за состоянием элементов управления и выполнении требований эксплуатации.

Следует учитывать, что механизмы и проводка управления нагружаются большими постоянными и переменными нагрузками. Так, только для изменения общего шага несущего винта вертолета Ми-6 требуется усилие до 2000 кгс.

Затруднительно полностью исключить и резонансные колебания тяг проводки управления, потому что периодические силы на вертолете имеют различные частоты, а тяги тоже могут иметь различные частоты собственных колебаний. Следовательно, при обслуживании требуется постоянно осматривать тяги управления с целью своевременного обнаруживания трещин, погнутостей и разрушений.

Люфты — неисправность управления. Наиболее распространенными дефектами систем управления являются люфты в сочленениях, трещины тяг и качалок, завершенность и обрыв нитей тросов, коррозия и разрушение подшипников проводки.

За счет люфтов возникает тряска вертолетов, вождение ручки управления и другие дефекты, которые затрудняют пилотирование вертолета, а в некоторых случаях делают невозможным продолжение полета. Появление суммарного

люфта в проводке управления свыше 0,1 мм может привести к самопроизвольному перемещению управляющих золотников и включению гидроусилителей.

Металлизация исключает искрообразование. Сочленяемые элементы проводки управления (например, тяги и качалки) соединяются проводами металлизации. Это очень важно для исключения искрообразования при возникновении разности потенциалов на этих элементах в результате статической электризации вертолета в полете. Нарушение металлизации вызывает радиопомехи и может явиться причиной возникновения пожара.

Надежная работа гидроусилителя. Для увеличения надежности гидроусилителей в их конструкции предусматривается дублирование наиболее ответственных элементов гидросистем (управляющих золотников и др.). Если при выходе из строя гидроусилителя потребные для управления вертолетом усилия окажутся посильными для летчика, то предусматривается возможность прямого управления. Тогда гидроусилитель будет работать как жесткая тяга.

Безотказная работа гидроусилителя зависит в основном от чистоты жидкости гидросистемы. Требования высокой частоты жидкости объясняются небольшими зазорами между золотниками и гильзами.

Общая характеристика, нагружение и обеспечение управляемости рулевым винтом вертолета

Рулевой винт служит для уравнивания реактивного момента несущего винта, а также для обеспечения путевой управляемости и устойчивости вертолета; устанавливается он на концевой балке фюзеляжа вне зоны вращения несущего винта.

Режимы работы. При висении вертолета рулевой винт работает в режиме осевого обтекания, при поступательном полете — в режиме косого обтекания на положительном шаге, при планировании в режиме самовращения несущего винта — в режиме косого обтекания на отрицательном шаге. Поэтому лопасти винта работают в большом диапазоне установочных углов до 30° .

Условия нагружения и работы силовых элементов рулевого винта в основном такие же, как и у несущего винта. Лопасти испытывают переменные аэродинамические и инерционные нагрузки только меньшей величины.

Тяжелые режимы работы. Наиболее тяжелыми для прочности рулевого винта режимами являются развороты вертолета на висении, резкое отклонение педалей при маневрировании и полет на малой скорости.

При разворотах вертолета на висении, особенно вправо, лопасти испытывают наибольшие нагрузки, так как рулевой винт находится на максимальном шаге. Поэтому скорость вращения вертолета, как правило, ограничивается.

При полете вертолета на малой скорости (20—50 км/ч) нагрузки лопастей рулевого винта увеличиваются в 1,5—2 раза в результате вибраций хвостовой балки вертолета.

Колебания лопастей рулевых винтов в полете аналогичны колебаниям лопастей несущих винтов. Особенностью является зависимость частот собственных колебаний лопасти от ее установочного угла, так как последний может изменяться в большом диапазоне. С увеличением угла установки жесткость лопасти и частота собственных колебаний в плоскости взмаха возрастают, а в плоскости вращения уменьшаются. Это затрудняет исключение резонансных колебаний лопастей рулевого винта.

Основными для лопастей рулевых винтов без вертикальных шарниров являются переменные напряжения с частотой $2n_{р.в}$ в плоскости вращения от действия кориолисовых сил. Поэтому для обеспечения необходимой прочности усиливают комлевую часть лопастей.

Резервирование управления. Лопасти рулевого винта под действием собственных центробежных сил имеют стремление поворачиваться относительно осевого шарнира на нулевой установочный угол. Поэтому в случае обрыва проводки путевой управления рулевой винт сам переходит на шаг, при котором он практически не создает тяги. Вертолет, попав в такую ситуацию, начнет вращаться вокруг вертикальной оси под действием неуравновешенного реактивного момента несущего винта, и посадка окажется невозможной.

Для предупреждения такого положения на лопасти крепится специальный груз-противовес, центробежная сила которого стремится повернуть лопасть на увеличение шага. Масса этого груза подбирается с таким расчетом, чтобы при выходе из строя системы управления лопасти рулевого винта самостоятельно устанавливались на угол, обеспечивающий создание тяги, необходимой для планирования вертолета с работающей двигательной установкой и его посадки.

Обеспечение надежной эксплуатации шасси вертолетов

При эксплуатации вертолетов следят за правильностью зарядки и герметичностью амортизаторов, гасителей колебаний и пневматиков колес, за исправностью тормозов и пневматиков колес, за сохранением прочности силовых элементов и узлов крепления шасси.

Проверка зарядки амортизаторов азотом производится по величине выхода штоков при стоянке или с помощью манометра. Зависимость величины выхода штока от давления газа в амортизаторе при разном весе вертолета дается обычно в виде графика. На рис. 1.43 приведен график и показано определение зарядки для камеры высокого давления амортизатора главной ноги шасси вертолета Ми-6. Например, при выходе штока на 152 мм давление азота в амортизаторе должно быть в пределах от 67,5 до 85,0 кгс/см².

При наличии пружинного демпфера шасси перед замером выхода штоков устанавливают с помощью подъемников вертолет так, чтобы штоки камер высокого давления левого и правого амортизаторов выходили на одинаковую величину. Для зарядки амортизаторов газом вертолет устанавливается на подъемники и поднимается до полного выхода штоков. Количество жидкости в амортизаторах при отсутствии видимой течи не проверяется.

Правильность зарядки жидкостью большинства амортизаторов обеспечивается соответствующим расположением зарядного штуцера. Вертолет устанавливается на подъемники, амортизатор после стравливания газа обжимается на определенную величину, и жидкость заливается шприцем по обрез штуцера.

В том случае, когда количество жидкости меньше расчетного (при нормальном давлении газа), то увеличится объем газа и при прямом ходе штока давление будет нарастать медленнее, чем при нормальной зарядке. В результате амортизатор не сможет воспринять расчетную энергию удара при полном ходе штока и произойдет жесткий удар штока об ограничитель хода.

При избытке жидкости соответственно окажется меньше объем газа, что приведет к более энергичному нарастанию давления газа при прямом ходе штока и увеличению жесткости амортизатора. В результате возможно повреждение вертолета при посадке.

Влияние давления газа. Если начальное давление газа ниже расчетного (при нормальном количестве жидкости), то амортизатор будет мягким, хода штока может не хватить для восприятия расчетной энергии удара, и произойдет удар штока об ограничитель хода. При давлении газа выше расчетного амортизатор будет жестким и энергия удара поглотится при меньшем ходе штоков. В результате вертолет

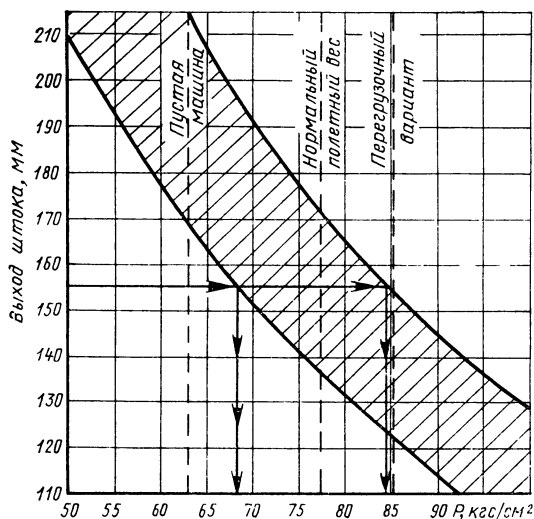


Рис. 1.43. График определения зарядки камеры высокого давления амортизатора вертолета Ми-6

при посадке будет испытывать перегрузки больше расчетных, что может вызвать разрушение отдельных элементов его конструкции.

Неправильная зарядка амортизаторов приведет к тому, что амортизатор будет или слишком жестким, или слишком мягким. В первом случае дополнительные нагрузки будут испытывать элементы планера вертолета, во втором — элементы шасси. Величина этих нагрузок зависит от того, насколько отличаются от расчетных начальное давление газа и количество жидкости в амортизаторе. Неправильная зарядка амортизаторов стоек главных ног шасси и особенно камер низкого давления может привести к появлению колебаний («земной резонанс»).

Характеристики шимми и предупреждение самоколебаний передних колес шасси вертолетов

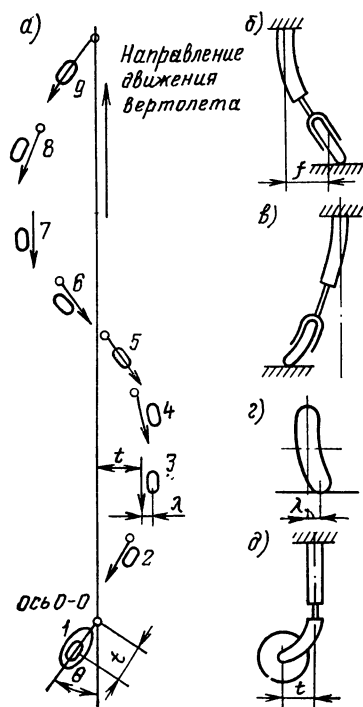
Самовозбуждающиеся колебания — шимми. Передние стойки шасси с самоориентирующимися колесами могут при определенных условиях во время движения вертолета по земле войти в самовозбуждающиеся колебания, получившие название шимми.

С этим явлением на самолетах впервые столкнулись после установки самоориентирующихся передних колес и увеличения взлетных и посадочных скоростей. При движении самолета с большой скоростью по земле переднее колесо внезапно начинало петлять из стороны в сторону, что приводило к разрушению пневматика или стойки шасси.

Шимми — это колебания переднего колеса относительно оси стойки с одновременным отклонением колеса от направления движения вертолета и деформацией пневматика, усугубляющиеся изгибными колебаниями амортизационной стойки. Они проходят с нарастанием амплитуды и могут вызвать срыв пневматика либо поломку амортизационной стойки. Возможность возникновения шимми увеличивается с ростом скорости движения вертолета по земле.

Критическая скорость шимми. Скорость движения вертолета по земле, при которой возникают самоколебания, называется критической скоростью шимми и для предупреждения последней критическая скорость должна превышать максимальную взлетную скорость движения вертолета по земле.

Параметры шимми. Переднее колесо совершает колебательные движения, в процессе которых будет периодически изменяться угол разворота колеса θ , боковая деформация пневматика λ и боковое смещение оси колеса f за счет изгиба амортизационной стойки (рис. 1.44). Имея в виду, что жесткость амортизационной стойки на изгиб значительно превышает боковую жесткость пневматика, основными переменными параметрами можно считать θ и λ (деформация закручивания пневматика не учитывается). Возможность шимми определяется главным образом характером изменений этих параметров. Шимми имеет место, когда оба эти параметра имеют одинаковые периоды колебаний и сдвинуты по фазе на 90° (см. рис. 1.44). Угол θ за $1/4$ периода (поз. 1,3) изменяется от θ_{\max} до 0,



а смещение λ за это же время изменяется от 0 до λ_{\max} . В результате изменения λ будет способствовать еще большему изменению θ , что приведет к росту λ . Колебания станут самовозбуждающимися и будут протекать с увеличением амплитуды. Источником колебаний является кинетическая энергия движущегося вертолета.

Демпфирование шимми. Явление шимми полностью устраняется, если применить спаренные передние колеса, закрепленные и вращающиеся на одной оси, либо сделать вынос колеса назад на расстояние больше его радиуса ($t > R$). Но такая конструкция не всегда выгодна. Поэтому основным способом борьбы с шимми является применение специальных гидравлических гасителей колебаний (демпферов шимми), а в эксплуатации следят за тем, чтобы в полости демпфера не было воздушных пузырей и в звеньях, соединяющих колесо с поршнем, отсутствовали люфты.

Шимми может возникать в результате увеличения веса колеса и подвижных частей передней ноги. Например, на вертолете шимми возникает после крепления к стойкам шасси баллонет — резиновых баллонов, надуваемых воздухом перед посадкой на воду. На появление шимми влияет также состояние поверхности ВПП. Оно чаще наступает на ВПП с бетонным покрытием из-за высокого коэффициента трения колес о бетон.

Вынужденные колебания частей вертолета

Вертолет в полете находится под воздействием переменных сил, и все его части испытывают вынужденные колебания различной формы и частоты.

Частоты колебаний. Вибрации вертолетов, преобладающие по амплитудам имеют частоты, кратные частоте вращения и количеству лопастей несущего винта. Значения этих частот изменяются в небольших пределах и для последних типов вертолетов составляют 2—4, 9—14, 40—55 кол/с. У сбалансированного и отрегулированного несущего винта вертолета колебания с частотой, равной частоте его вращения, почти не проявляются.

Наименьшие колебания на висении.

Характер изменения амплитуд основных колебаний в зависимости от режимов полета показан на рис. 1.45, а. Наименьшие амплитуды колебаний наблюдаются на висении, когда несущий винт работает в режиме осевого обтекания, и маховые движения лопастей возникают в результате только отклонения автомата перекоса или воздействия ветра.

Ограничения по минимальной скорости. При небольших скоростях полета (20—55 км/ч) вибрации резко увеличиваются. Наибольшей величины они достигают при торможении вертолета, когда несущий винт имеет большой угол атаки и задняя часть конуса вращения попадает в завихренную зону от фюзеляжа и несущего винта. В целях снижения вредного влияния вибраций многие вертолеты имеют ограничения по минимальной скорости полета.

Зоны переносимости колебаний человеком. Колебания оцениваются по влиянию на прочность вертолета и допустимости их для человеческого организма. Человек легко переносит колебания с большой амплитудой и малой частотой, а также с большой частотой, но малой амплитудой

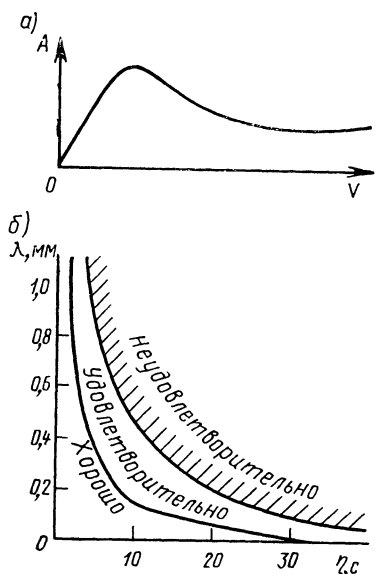


Рис. 1.45. График зависимости амплитуд колебаний в кабине вертолета от скорости полета (а) и графики переносимости человеком колебаний с различной частотой η и амплитудой λ (б)

(рис. 1.45, б). При полете на крейсерских режимах тряска в кабине на вертолете малозаметна. При малых скоростях полета, особенно в случае нарушения регулировки несущего винта, тряска может выйти за допустимые пределы. К тому же, частоты внешних сил от несущего винта довольно низкие и могут близко подходить к собственной частоте колебаний частей вертолета, вызывая резонансное увеличение амплитуды их вынужденных колебаний.

Формы колебаний несущего и рулевого винтов. Лопасть вертолета, как и гибкий стержень, может иметь несколько частот собственных колебаний. Так, лопасть вертолета Ми-4 имеет частоты первых трех форм (тонов) собственных колебаний соответственно 404, 705 и 1068 кол/мин, а внешний вид этих колебаний показан на рис. 1.46, а.

Собственные колебания лопастей определяются точно теоретически, и задача сводится к недопущению опасных резонансных колебаний. Интерес для прочности лопастей несущего винта представляет анализ их колебаний в плоскости взмаха, а возникающие при этом напряжения являются определяющими для усталостной прочности и безопасного срока службы лопастей.

Для прочности лопастей рулевого винта без вертикальных шарниров определяющими оказываются изгибные колебания в плоскости вращения.

Вибрации фюзеляжа и его агрегатов. Переменные нагрузки на фюзеляж и его агрегаты передаются от несущего винта. Рулевой винт оказывает влияние в основном на концевую и хвостовую балки. Наиболее опасными являются низкие формы (тоны) колебаний, частоты которых близки или кратны числу оборотов несущего винта.

На рис. 1.46, б показана типичная запись вибраций на вертолете.

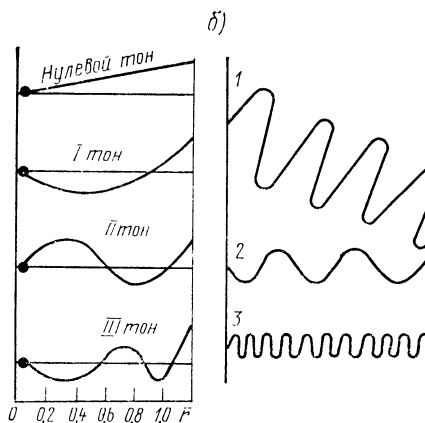


Рис. 1.46. Формы колебаний лопасти несущего винта в плоскости взмаха (а) и типичная запись вибраций на вертолете (б):

1 — вибрации фюзеляжа в направлении вертикальной оси; 2 — вибрации фюзеляжа в направлении поперечной оси; 3 — вибрации в кабине летчиков

Предотвращение земного резонанса вертолета

Земным резонансом (опасен для вертолета) называют явление самопроизвольного раскачивания вертолета на шасси при рулении, опробовании двигателя установкой, взлете или при посадке, нередко приводящие к поломке вертолета.

Самовозбуждающиеся колебания вертолета на земле представляют собой боковые раскачивания на шасси за счет обжатия пневматики и амортизатора то левой, то правой ног шасси (колебания вертолета на упругом основании), возникающие при совместном сочетании их с колебаниями лопастей несущего винта в плоскости его вращения.

Известно, что любая упругая система обладает определенной частотой собственных колебаний. Такой системой является и вертолет при стоянке либо при движении по земле, поскольку пневматику колес и амортизаторы шасси обладают упругими свойствами.

Возможны две формы собственных колебаний одновинтового вертолета на шасси в поперечной плоскости: 1) колебания вокруг оси, расположенной вдали от центра тяжести вертолета (рис. 1.47, а), которые называются колебаниями первой формы; 2) колебания вокруг оси, расположенной около центра тяжести вертолета (рис. 1.47, б), или колебания второй формы.

Наличие двух форм колебаний объясняется тем, что упругость шасси постоянна и зависит от величины силы тяги несущего винта.

Колебания первой формы. При малой тяге несущего винта амортизаторы шасси деформируются вместе с пневматиками колес так, что вертолет начинает раскачиваться на шасси, перемещаясь почти параллельно земной поверхности. Частота таких колебаний невелика, а центр вращения находится далеко от центра тяжести вертолета. Для вертолета Ми-6 она равна примерно 55 кол/мин при расстоянии центра вращения от центра тяжести вертолета $R \approx 7$ м. Такие колебания называются колебаниями по первой форме.

Колебания второй формы. Когда тяга несущего винта велика и почти уравнивает вес вертолета, штоки выйдут из цилиндров амортизаторов до упора, и амортизаторы не будут принимать участия в работе. Вертолет сможет колебаться только за счет вертикального обжатия пневматиков вокруг оси, расположенной вблизи центра тяжести, с большой частотой. Такие колебания называются колебаниями по второй форме. Например, для вертолета Ми-6 частота колебаний второй формы составляет около 160 кол/мин.

Влияние дисбаланса несущего винта. Колебания вертолета на шасси возможны, например, при плохой балансировке несущего винта. Если одна из лопастей будет тяжелее других, то центр тяжести винта окажется смещенным от оси его вращения в сторону более тяжелой лопасти и начнет вращаться с числом оборотов несущего винта. Приложенная в центре тяжести центробежная сила инерции несущего винта и будет раскачивать вертолет в поперечной плоскости. Частота этой силы равна частоте вращения несущего винта.

Если, например, несбалансированность несущего винта вертолета Ми-6 будет в 5 раз превышать допустимую, это приведет с учетом демпфирования шасси к раскачке вертолета с амплитудой втулки несущего винта 3—4 см. Эти колебания не в состоянии опрокинуть вертолет при движении его по земле или даже сильно наклонить и не являются самовозбуждающимися колебаниями. Но, с точки зрения прочности вертолета, нарушение балансировки лопастей несущего винта недопустимо, так как приведет к появлению дополнительных вибраций и к увеличению переменных напряжений в силовых элементах вертолета.

Возбуждающая сила. Опасные самовозбуждающиеся колебания возникнут, когда возбуждающая сила, действующая на втулку несущего винта, будет увеличиваться в процессе колебаний. Это оказывается возможным при наличии вертикальных шарниров на втулке несущего винта.

При работе несущего винта лопасти совершают колебания относительно вертикального шарнира, в результате которых центр тяжести винта может смещаться в сторону от оси вращения. Возникающая при этом неуравновешенная центробежная сила инерции будет с определенной частотой действовать на фюзеляж, наклоняя его то в одну, то в другую сторону. К появлению этой неурав-

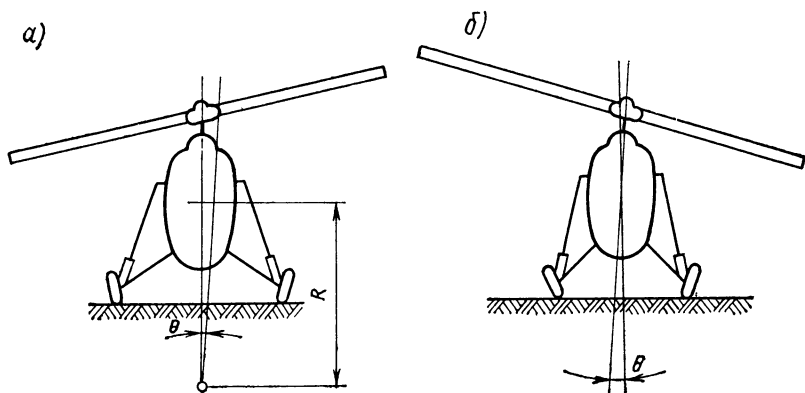


Рис. 1.47. Схема колебаний вертолета в поперечной плоскости:

а — колебания первой формы; б — колебания второй формы

новешенной центробежной силы инерции могут, например, привести толчки, испытываемые вертолетом при рулении.

Следовательно, земной резонанс возникает при совпадении частот собственных колебаний вертолета на шасси с частотой вращения неуравновешенной центробежной силы, возникшей в результате колебаний лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров.

Резонансные частоты вращения винта. Современные вертолеты проектируются так, чтобы земной резонанс не мог наступить в рабочем диапазоне частоты вращения несущего винта. Наиболее опасный резонанс с собственными колебаниями вертолета на шасси по второй форме может возникнуть при частотах вращения несущего винта больше максимальных рабочих частот вращения примерно на 20% (для вертолета Ми-6 — 160 об/мин). Резонанс с колебаниями по первой форме сказывается при частоте вращения несущего винта меньше рабочей (для вертолета Ми-6 — 55 об/мин), поэтому при раскрутке несущего винта необходимо возможно быстрее проходить эти частоты вращения.

В случае возникновения нарастающих поперечных колебаний вертолета надо быстро уменьшить шаг и частоту вращения несущего винта. Если колебания вертолета при этом не прекращаются, то необходимо выключить двигатель.

Демпфирование колебаний лопастей. Для исключения возможности земного резонанса при правильной эксплуатации вертолетов предусматривается ряд конструктивных мер. Устранение земного резонанса возможно при соответствующем демпфировании колебаний лопастей в плоскости вращения и колебаний вертолета на упругом шасси, а также путем вывода частот собственных колебаний вертолета из диапазона рабочих частот вращения несущего винта.

Демпфирование колебаний лопастей относительно вертикальных шарниров осуществляется с помощью гидравлических или фрикционных демпферов.

Предупреждение земного резонанса при эксплуатации. Конструктивные меры позволяют исключить появление земного резонанса на вертолетах. Но нарушение правил эксплуатации вертолета на земле и ошибки в пилотировании могут привести к возникновению этих опасных колебаний.

В эксплуатации следят за исправностью и правильной зарядкой демпферов вертикальных шарниров амортизаторов шасси и пневматиков колес. У фрикционных демпферов регулярно проверяют натяжку пружин, у гидравлических — отсутствие воздушных пробок. Характеристики демпферов всех лопастей должны быть одинаковыми. Проверка давления газа в амортизаторах высокого давления и зарядка их жидкостью при наличии пружинного демпфера должны производиться при отключенном демпфере.

К возникновению земного резонанса может привести грубая посадка на одно колесо или отрыв одного колеса при взлете вертолета по-самолетному и рулении при сильном боковом ветре.

Земной резонанс в полете. Колебания, аналогичные земному резонансу, возможны и в полете вертолета. К таким колебаниям склонны двухвинтовые вертолеты: соосные — из-за наличия длинного и потому достаточно гибкого вала верхнего несущего винта, поперечной схемы — ввиду упругости поперечной балки или крыла, продольной схемы — в случае малой жесткости фюзеляжа и большом выносе вверх заднего несущего винта. При определенных условиях и нарушении правил эксплуатации у этих вертолетов может наступить резонанс частот колебаний лопастей несущего винта относительно вертикальных шарниров с частотой собственных колебаний вертолета.

Предупреждение вибраций типа флаттер на лопастях вертолетов

Флаттер возникает при определенных условиях и приводит к резкому, опасному для прочности возрастанию амплитуды колебаний лопасти. Флаттер вызывает самоколебания. Они характерны тем, что переменная возмущающая сила, поддерживающая колебания, создается и управляется самим движением и зависит от него. У лопасти несущего винта такой силой оказывается дополнительная аэродинамическая сила, возникающая за счет изменения угла установки от закручивания лопасти при ее крутильных колебаниях.

Крутильные колебания могут или ослаблять, или усиливать колебания в плоскости взмаха. В последнем случае имеют место самовозбуждающиеся изгибно-крутильные колебания, получившие название флаттера.

Два вида флаттера. Соответственно двум видам колебаний различают и два вида флаттера: маховый (или крутильно-маховый) и изгибный (или изгибно-крутильный). Для существующих вертолетов более вероятным и опасным является маховый флаттер, возникающий в результате определенного сочетания маховых движения и вращения лопасти относительно осевого шарнира.

Влияние расположения центра тяжести. Направление момента, закручивающего сечение лопасти, зависит от взаимного расположения центра тяжести (ц. т.) и центра жесткости (ц. ж.) сечения. Обычно ц. ж. располагается вблизи к оси лонжерона лопасти. Положение ц. т. сечения зависит от распределения веса конструкции по хорде лопасти. Для лопастей, не имеющих противовеса — специального груза, размещенного в носке лопасти, ц. т. лежит сзади ц. ж. Тогда приложенная в ц. т. сила инерции, вызываемая маховыми движениями лопасти, и будет создавать необходимый момент для флаттера.

Противофлаттерные грузы. Полностью исключается появление флаттера при расположении ц. т. сечений лопасти впереди ее продольной оси. Тогда момент от силы инерции $P_{\text{и}}$ начинает закручивать лопасть в противоположную сторону на уменьшение амплитуды маховых движений. Но такое положение ц. т. можно создавать только искусственно, помещая в носок лопасти противовесы или так называемый противофлаттерный груз. Чем больше масса груза, тем на большее расстояние смещаются вперед по хорде ц. т. лопасти. Размещать груз выгодно ближе к конечным сечениям лопасти, где максимальная амплитуда колебаний. Постановкой противовесов определенного веса добиваются приемлемых противофлаттерных характеристик лопасти. Практически вес груза берется таким, чтобы наступление флаттера оказывалось возможным при оборотах несущего винта и скорости полета, которые не могут быть достигнуты в эксплуатации.

Критические обороты и скорости флаттера. Значение числа оборотов несущего винта и скорости полета вертолета, соответствующие началу флаттера, называются критическими и обозначаются соответственно $n_{\text{ф}}$ (при данной V) и $V_{\text{ф}}$ (при данных $n_{\text{ф.в}}$).

Для исключения возможности флаттера в полете необходимо одновременное выполнение условий:

$$n_{\text{ф}} \geq (1,2 - 1,35) n_{\text{мах-доп}}; V_{\text{ф}} \geq (1,2 - 1,35) V_{\text{мах доп}},$$

где $n_{\text{мах доп}}$ — максимально допустимое число оборотов несущего винта; $V_{\text{мах доп}}$ — максимально допустимая скорость полета вертолета.

На величину $n_{\text{ф}}$ и $V_{\text{ф}}$, кроме центровки лопастей, влияют жесткость лопасти на кручение, жесткость проводки управления, величина результирующей скорости конца лопасти и трение в осевом шарнире.

Для борьбы с флаттером лопастей путем увеличения критических значений частот вращения несущего винта и скорости полета вертолета применяются: установка противофлаттерных грузов в носке конечных сечений лопасти в целях смещения вперед по хорде ц. т. этих сечений, масса груза доходит до 8% массы лопасти и может равняться 10—30 кг, при наличии противофлаттерного груза ц. т. лопасти находится в пределах 20—25% хорды; увеличение жесткости элементов системы управления (автомата перекося, тяг, качалок); увеличение жесткости лопасти на кручение. Большой жесткостью обладают лопасти, у которых лонжерон выполнен в виде профиля, а также лопасти с работающей обшивкой.

О возникновении флаттера сигнализируют вздрагивание вертолета, разрыв конуса вращения несущего винта и последующее изменение характера вибрации всего вертолета. При появлении первых признаков флаттера необходимо уменьшить обороты несущего винта и скорость полета до минимальных и прекратить полет.

В производстве флаттер лопастей полностью исключается и может появиться только при нарушении технического обслуживания либо ремонта несущего винта.

Сигнализация обледенения и обслуживание противообледенительного оборудования вертолета

Начало обледенения днем и тем более ночью довольно трудно заметить, поэтому требуются специальные сигнализаторы обледенения.

Принцип действия сигнализаторов заключается в продувке через отверстия воздуха; при замерзании отверстий продувка прекращается, и чувствительный элемент включает сигнальную лампу на приборной доске летчика.

Радиоизотопный сигнализатор обледенения. Принцип действия его заключается в следующем. Сигнализатор (рис. 1.48) состоит из стойки 4, в которой имеется радиоактивный изотоп 1 (стронций-90) и спираль подогрева 3. Поток лучей 5 от изотопа направлен в камеру 2, которая фиксирует его интенсивность. Сигнализатор устанавливается во входном устройстве двигателя, поэтому он постоянно обдувается входным потоком двигателя, даже если вертолет находится на земле. При наличии обледенения стойка 1 замерзает, поток лучей 5 уменьшает свою интенсивность, при этом срабатывает следующая система, которая включает сигнальное табло в кабине летчика. Одновременно включается спираль 3 обогрева стойки 1, лед со стойки стает, поток лучей 5 восстанавливается, спираль выключается. Если за время менее 20—22 с стойка снова замерзает, то процесс включения и выключения обогрева стойки повторится, при этом табло горит непрерывно. Если же после выключения обогрева стойка больше не замерзает, что будет при выходе из зоны обледенения, то через 20—22 с табло погаснет.

В противообледенительных системах современных вертолетов предусматривается автоматическое включение системы при срабатывании сигнализатора. В случае же отказа автоматики система включается вручную.

Обслуживание противообледенительного оборудования. Надежная работа его в холодное время года во многом способствует безопасности полета и выполнению полетного задания.

Перед вылетом во время опробования двигателей и трансмиссии необходимо убедиться в исправной работе противообледенительной системы. Исправная работа электрического противообледенителя характеризуется повышением температуры обогреваемых поверхностей при включении системы.

Ограничения при проверке. Следует иметь в виду, что при опробовании системы на земле легко повысить температуру кромок лопастей сверх допустимой нормы, ввиду того что температура воздуха при пробе на земле может быть выше, чем при начале обледенения в полете. Это может привести к большим тепловым напряжениям в конструкции, ведущим к короблению обшивки. Поэтому систему необходимо включать на короткое время, чтобы температура не повысилась выше нормы. Допустимое время проверки системы на земле зависит от температуры наружного воздуха и указывается в инструкции для данного типа вертолета. В зимнее время перед полетом обязательно проверяется также обогрев трубки ПВД.

Характеристики огнегасящих составов и противопожарное оборудование вертолетов

Наиболее опасными в пожарном отношении на вертолете являются двигательная установка и топливная система.

Противопожарное оборудование вертолета в основном обеспечивает противопожарную безопасность двигательной установки и топливных баков. Последние являются наиболее уязвимыми, где может происходить утечка топлива с возникновением пожара вне бака

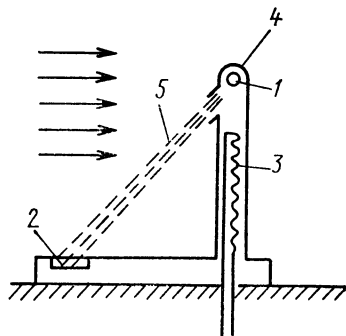


Рис. 1.48. Схема радиоизотопного сигнализатора обледенения:

1, 4 — стойки; 2 — камера; 3 — спираль подогрева; 5 — поток лучей

или взрывом паров топлива, находящихся в надтопливном пространстве баков.

Противопожарное оборудование вертолета различают на систему предупреждения пожара, систему нейтральных газов и систему тушения пожара.

Система нейтральных газов предназначена для предотвращения взрыва паров топлива в случае поражения топливного бака. Здесь в систему в надтопливное пространство бака подается нейтральный газ, который сокращает концентрацию кислорода (при концентрации кислорода менее 10% по объему воспламенение топлива невозможно). К тому же присутствие в баке нейтрального газа препятствует воспламенению даже и при более высоком содержании кислорода (считается, что при концентрации нейтрального газа более 25% воспламенение невозможно).

Система тушения пожара служит для быстрой подачи к очагу пожара огнегасящего состава.

Наиболее часто применяются на вертолетах следующие нейтральные газы и огнегасящие составы.

Углекислый газ (углекислота) CO_2 — бесцветный нейтральный газ без запаха, легко переходит в жидкое состояние (при температуре 0°C и давлении 35 кгс/см^2), поэтому в баллонах хранится в жидком состоянии. Из одного литра жидкой углекислоты образуется 509 л углекислого газа. При низких температурах давление в баллонах настолько снижается, что газ из баллона выходит вяло, а при температуре -78°C и обычном давлении углекислота затвердевает. Для обеспечения работоспособности углекислоты при низких температурах баллоны размещают в обогреваемых участках, а различные «узкие» участки трубопроводов (жиклеры, редукторы и т. п.) должны иметь электроподогрев.

К р и т и ч е с к а я т е м п е р а т у р а углекислоты $+31^\circ\text{C}$, поэтому при температуре выше $+31^\circ\text{C}$ углекислота переходит в газообразное состояние, что приводит к быстрому росту давления в баллоне. Так, например, при температуре $50-55^\circ\text{C}$ давление в баллоне достигает 160 кгс/см^2 . Поэтому баллоны имеют предохранительные устройства, обеспечивающие саморазряд баллона, если давление достигнет величины порядка 180 кгс/см^2 .

П р е и м у щ е с т в а углекислоты. Она стабильна при хранении, антикоррозионна и проста в эксплуатации.

Недостатками углекислоты являются потери эффективности при низких температурах и сравнительно большая растворимость в топливе (примерно в 10 раз больше, чем воздуха), что ухудшает высотность топливной системы.

У г л е к и с л о т а применяется для предупреждения и тушения пожара. Кроме изоляции кислорода от очага пожара и насыщения пространства нейтральным газом, углекислота обеспечивает еще сильное охлаждение среды, что также способствует тушению огня.

Азот — бесцветный, нейтральный газ без запаха, критическая температура — 147°C ; хранится в баллонах в газообразном состоянии (под давлением 150 кгс/см^2). По интенсивности тушения пожара азот аналогичен CO_2 . Для хранения его требуется по объему в 3 раза большая емкость, чем для CO_2 , поэтому азот для тушения пожара не применяется. Азот меньше растворим в топливе, чем CO_2 (примерно в 10 раз), поэтому применение его перспективно в системах нейтрального газа закрытых топливных систем, где нейтральный газ находится в длительном контакте с топливом.

Состав «3,5» — жидкая смесь бромистого этила и углекислоты, желтоватая жидкость с едким запахом, ядовита и вызывает коррозию алюминиевых сплавов, применяется только для тушения пожара. При зарядке баллона составом «3,5» при температуре $+15^\circ\text{C}$ в него добавляется сжатый воздух до давления 85 кгс/см^2 , последний способствует быстрой разрядке баллона при низких температурах. Состав «3,5» в 3,5 раза плодотворнее при тушении пожара, чем CO_2 , и его эффективность сохраняется во всем эксплуатационном диапазоне температур.

Недостатками состава «3,5» является ядовитость, что требует осторожного с ним обращения, и агрессивность, что требует тщательного удаления остатков «3,5» из отсеков после тушения пожара.

Состав «7» — жидкая смесь бромистого метилена, бромэтила и углекислоты. Зарядку баллонов производят по весу согласно инструкции. При темпера-

туре $+15^{\circ}\text{C}$ в него добавляется сжатый воздух до давления 57 кгс/см^2 . Состав «7» более эффективен при тушении пожара, чем состав «3,5» и в 7 раз сильнее CO_2 , но он намного токсичнее и агрессивнее, поэтому при работе с ним применяются меры предосторожности, т. е. работают в противогазе, хлопчатобумажном комбинезоне, резиновых сапогах и прорезиненном фартуке. Состав «7» после пожара удаляют так же, как и состав «3,5», и применяется он только для тушения пожара.

Фреон 114В₂ — имеет преимущественное применение в тушении пожара, его формула $\text{C}_2\text{F}_4\text{Br}_2$ (тетрафтордибромэтан), нейтральная и бесцветная жидкость с температурой кипения $+46^{\circ}\text{C}$.

Зарядку баллонов фреоном производят по весу, и при температуре $+15^{\circ}\text{C}$ в него добавляется сжатый воздух до давления 100 кгс/см^2 , который обеспечивает эффективный выброс состава из баллона. Он обладает высокой эффективностью и не вызывает коррозии, но пары фреона токсичны.

Плановые испытания вертолетов на надежность

Новые вертолеты проходят плановые статические, динамические, летные и ресурсные испытания.

При статических испытаниях элементы вертолета с помощью специальных приспособлений нагружаются и доводятся до разрушения. Если фактические разрушающие нагрузки равны или немного больше расчетных, статическая прочность конструкции считается достаточной. На статическую прочность могут проверяться элементы, испытывающие и переменные нагрузки. Так, например, проверяется прочность лопастей несущего винта на изгиб под действием собственного веса.

При динамических испытаниях определяются частоты собственных колебаний элементов вертолета, проверяется эффективность конструктивных мероприятий по устранению опасных вибраций, а также контролируется усталостная прочность по количеству циклов нагружения.

Испытания проводятся на специальных стендах-вибраторах и обычно с более высокой частотой колебаний, чтобы уменьшить продолжительность испытаний.

Нередко испытаниям подвергаются только отдельные элементы конструкции, прочность которых является определяющей для всего агрегата. Так, при контроле лопастей несущего винта испытываются только отдельные участки лопасти длиной 3—4 м. При этом к ним прикладывается дополнительная статическая нагрузка, соответствующая центробежной силе вращающейся лопасти. Испытания целых лопастей большой длины, как правило, не проводятся из-за большой сложности стендов.

В процессе испытаний изучаются возможности снижения уровня переменных напряжений в силовых элементах конструкции и способы повышения их усталостной прочности. На основании динамических испытаний устанавливается предварительный ресурс конструкции. Также проверяются элементы, подверженные ударным нагрузкам, например, шасси.

При летных испытаниях проверяются все летные данные, характеристики устойчивости и управляемости вертолета, а также статическая и динамическая прочности. Здесь же замеряются напряжения и динамические нагрузки в силовых элементах основных частей агрегатов вертолета (лопастей несущего и рулевого винтов, их втулок, автоматов перекося, проводки управления, узлов крепления двигателей, редукторов и т. д.). Одновременно измеряются параметры колебаний конструкции вертолета.

Программа испытаний предусматривает измерения на всех основных эксплуатационных режимах. Так, для несущего винта исследуются нагружения на режимах горизонтального полета с нормальным и максимальным полетными весами при различных центровках, при разгонах и торможении, при выполнении горки и на выходе из планирования с максимальными перегрузками и других режимах; для рулевого винта — при входах и выходах из скольжений, при выполнении виражей, при разворотах у земли с предельными угловыми скоростями и др.

При ресурсных испытаниях определяется назначенный ресурс (или срок службы) вертолета в целом и отдельных его элементов и агрегатов. Они про-

водятся как в лабораторных условиях на специальных стендах, так и в приближенно реальных условиях эксплуатации вертолета. Для таких испытаний вертолет закрепляется на земле и находится в режиме висения на малой высоте (с необходимыми перерывами) до выхода из строя основных узлов и агрегатов. Агрегаты, вышедшие из строя раньше назначенного ресурса вертолета, заменяются в процессе испытаний. В дальнейшем назначенный ресурс пересматривается на основе опыта эксплуатации и обслуживания вертолетов в эксплуатирующих организациях и при изменениях конструкции.

10. ОСНОВЫ ИНЖЕНЕРНО-ШТУРМАНСКОГО РАСЧЕТА. ДЕЙСТВИЯ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТАВА В ОСОБЫХ СЛУЧАЯХ. КЛАССИФИКАЦИЯ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

Основы инженерно-штурманских расчетов полета самолетов

Назначение расчетов. Инженерно-штурманские расчеты (ИШР) полета производят для рационального использования летных качеств самолета. Определяют этими расчетами дальность и продолжительность полета, расходы топлива по участкам полета, производят выбор наилучших профилей и режимов полета, а также устанавливают величину заправки топливом и загрузку самолета. ИШР полета составляется во всех случаях, когда длина маршрута полета превышает 75% технической дальности полета для данного самолета или в полете предусмотрена работа двигателя на форсажном режиме, а также в других необходимых случаях.

ИШР для легких и тяжелых самолетов. В зависимости от характера полетного задания ИШР производят для легких и тяжелых самолетов. Определяется дальность и продолжительность полета легких самолетов, обычно вылетающих с полной заправкой топливом и заданной загрузкой, а также режим и условия полета. Для тяжелых самолетов определяется необходимое количество топлива, необходимого для выполнения полета при заданных дальности, загрузке, режиме и условиях полета или определяется допустимая загрузка при заданной дальности и заправке топливом. Таким образом, для тяжелых самолетов ИШР характеризуется различными вариантами загрузки и заправки топливом.

Служебные характеристики дальности и продолжительности полета. Дальность и продолжительность полета относятся к основным летно-техническим характеристикам самолета. Дальностью полета называется расстояние, пройденное самолетом от места взлета до места посадки. Продолжительностью полета самолета называется время полета от момента взлета до момента посадки.

По практической важности характеристики дальность и продолжительность полета неравноценны. Дальность полета необходима самолету для его использования по прямому назначению, от чего зависит возможность решения самолетом широкого круга тактических задач. Так, например, возможность прибытия самолета к заданному пункту, возвращения на аэродром посадки, перехвата воздушной цели на значительном удалении от охраняемого объекта и т. п.

Продолжительность полета чаще представляет лишь косвенный интерес, так как она определяет собой (при данной скорости) значение основной характеристики — дальности. Такие случаи, когда продолжительность имеет важное значение, встречаются редко. Это может быть ожидание очереди на посадку, пережидание проходящих явлений погоды — гроз, ливневых осадков, препятствующих заходу на посадку или выполнению задания.

Исполнители расчета. В гражданской авиации ИШР выполняет штурман, консультируясь при необходимости у бортинженеров и инженеров авиапарка. При выполнении особо важных полетов и при полетах на полный радиус действия самолета штурман корабля и инженер подразделения производят ИШР полета совместно.

Исходные инженерные данные. Штурман корабля дает инженеру следующие исходные данные: маршрут полета с указанием общего расстояния и расстояний между характерными пунктами маршрута (контрольными ориентирами); высоты и скорости (режим полета) по маршруту полета; характер полетного задания

(особое задание, бомбометание, перехват, десантирование и другие решаемые задачи); условия выполнения полетного задания (одиночный или групповой полет, днем или ночью, в простых или сложных метеоусловиях); время, порядок и режим взлета, сбора, роспуска и посадки группы (одиночного) самолета.

Сведения о дальности и высоте полета на отдельных участках маршрута штурман отмечает непосредственно на графике профиля полета или записывает в таблицу под ним.

Технические возможности маршрута. Профиль и режим полета штурман (командир) назначает главным образом по тактическим соображениям, а инженер должен проверить возможность его технического выполнения. Если поставленная задача имеет несколько решений, то инженер совместно со штурманом оценивает их и выбирает наиболее рациональное. При этом наряду с тактическими соображениями учитываются соответствия безопасности и экономичности полета, установленные эксплуатационные ограничения для самолета, двигателя и др. После окончательного выбора профиля и режима полета инженер (в гражданской авиации штурман) производит ИШР полета самолета либо группы самолетов.

Основным руководством при ИШР полета является инструкция по расчету дальности и продолжительности полета самолета данного типа. Она является официальным документом и содержит все необходимые экспериментальные и расчетные материалы для ИШР.

Точность ИШР. От того, в какой мере тактически и технически правильно назначен профиль и режим полета и обоснованно определен запас топлива на самолете, зависит успех выполнения полетного задания и безопасность полета. Вероятно, излишнее количество топлива нецелесообразно иметь на борту самолета, так как из-за этого уменьшается при заданном полетном весе полезная нагрузка и напрасно расходуется топливо и др. Кроме того, снижаются максимальная скорость, практический потолок, маневренные и взлетно-посадочные характеристики.

Факторы, влияющие на дальность и продолжительность полета. При выполнении ИШР рекомендуется учитывать влияние на полет следующих факторов:

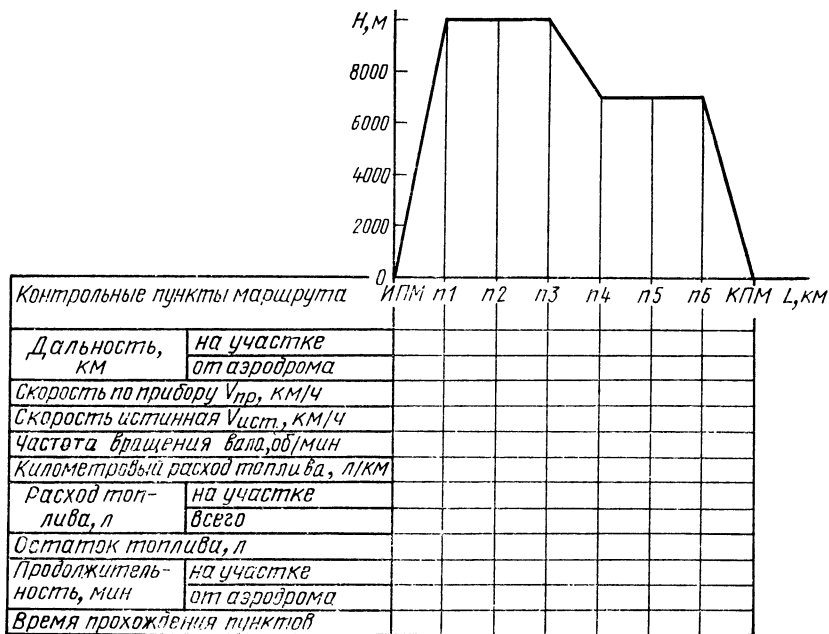


Рис. 1.49. Примерные профиль и маршрутная карточка полета

скорости полета на дальность; высоты на дальность полета; скорости и высоты на продолжительность полета; полетного веса на дальность полета; аэродинамического качества самолета на дальность и продолжительность полета; температуры наружного воздуха на дальность и продолжительность полета; марки применяемого топлива на дальность и продолжительность полета; ветра на дальность полета; отказа двигателя на многодвигательном самолете на дальность и продолжительность полета.

Профиль и маршрутная карточка полета. Результаты ИШР изображают в виде профиля полета — маршрута полета в координатах высота — путь (рис. 1.49) с указанием в маршрутной карточке значений приборной и истинной скоростей, частоты вращения турбины двигателя по участкам маршрута, времени прохождения контрольных пунктов, остатка топлива в баках самолета и др.

Примечание. Для расчета дальности горизонтального полета на заданной высоте необходимо общий запас топлива уменьшить на количество топлива, затраченного на подъем самолета на эту высоту. Опытом полета на реактивных самолетах установлено, что общий запас топлива следует уменьшить на 2% при подъеме на каждые 1000 м.

Действия инженерно-технического состава в особых случаях

При подготовке авиационной техники к полетам и во время проведения полетов, особенно при обучении молодых летчиков, возникают ситуации, когда инженерно-технический состав должен принимать срочные меры по ликвидации последствий неисправностей и спасению экипажа. Их принято называть особыми случаями. К ним относятся: выкатывание самолета при пробеге за пределы ВПП; самовыключение двигателя при разбеге, пробеге и рулении; отказ тормозов самолета при пробеге или рулении; посадка самолета на ВПП или вне ее с убранным шасси; складывание или подлом шасси при пробеге, разбеге, рулении, порыв покрышек колес шасси при пробеге, разбеге и рулении самолета; вынужденная посадка самолета с грузами и пассажирами; пожар на самолете, на земле при запуске двигателя или при других обстоятельствах; стихийные бедствия (штурм, наводнение, пожар на аэродроме и др.).

Техническая помощь. Для принятия необходимых мер в особых случаях на некоторых аэродромах назначаются команды технической помощи. В распоряжение команды выделяются: средства буксировки неисправных самолетов; подъемные приспособления самолета для выполнения работ с шасси; противопожарное имущество; средства запуска двигателя; запасные части самолета; шанцевый и бортовой инструмент.

В необходимых случаях выделяется трактор с тросом и салазками на прицепе, на которых находятся надувные мешки для подъема самолета, ломы, топоры, лопаты, а также тягач с буксировочными приспособлениями, комплектами колес, подъемников, заглушек на всасывающие каналы и реактивные сопла бортового инструмента, баллонов с воздухом (азотом) и с двумя-тремя противопожарными баллонами.

Выкатывание за ВПП. Чаше происходят случаи выкатывания самолетов за пределы ВПП вследствие перегрева или неисправности тормозов, невыпуска или обрыва тормозного парашюта, отказа в системе посадочных щитков (закрылков) или по причине плохого расчета на посадку. В большинстве случаев, особенно при рыхлом грунте, выкатывающийся за пределы ВПП самолет буксируют автотягачом в сторону от ВПП, а затем устраняют возникшую неисправность. Особую осторожность соблюдают при буксировке самолета с неисправными тормозами, чтобы не допустить столкновения самолета с тягачом или другими препятствиями.

Самовыключение двигателя. Имелись случаи самовыключения двигателя на рулении, при посадке или на взлете. Наиболее опасно самовыключение двигателя на взлете (для однодвигательного самолета), особенно во второй половине разбега. Для предотвращения разрушения самолета и сохранения жизни экипажу и пассажирам может приниматься решение на уборку шасси. Для срочной уборки самолета с ВПП используется трактор. Специалист-прицепщик троса должен хорошо знать расположение узла аварийной буксировки. Концы троса должны быть приспособлены для сцепки.

Отказ тормозов. В некоторых случаях вызывается автотягач к самолету, у которого на пробеге и реже при рулении отказывает тормозная система. Чаще тормозная система становится малоэффективной из-за перегрева деталей тормозной системы. Если на самолете установлены камерные тормоза, то при высокой температуре на трущихся поверхностях материала тормозных колодок образуется коксообразный налет, который резко снижает коэффициент трения.

Высокие температуры являются также причиной появления негерметичности в резиновых камерах тормозной системы. В условиях повышенных температур тормозные системы с металлокерамическими дисками работают более надежно. При организации учебных полетов при высоких температурах окружающего воздуха необходимо больше внимания уделять самолетам, выполняющим полеты по кругу, так как у этих самолетов наиболее вероятны случаи отказа тормозной системы из-за перегрева тормозов.

Посадка с невыпущенным шасси. Довольно редко встречаются случаи посадки самолетов с невыпущенным шасси на ВПП или вне аэродрома. Однако надо быть готовым к ликвидации последствий такой посадки.

Если ВПП с бетонированным покрытием, то при посадке на нее самолета с убраным шасси не исключена возможность возникновения пожара из-за разрушения топливных баков. В этом случае принимаются срочные меры по спасению пассажиров и экипажа (не исключена возможность заклинивания фонарей кабин или крышек аварийных люков) и тушению пожара. Для спасения пассажиров и экипажа могут понадобиться приспособления — ломы, топоры для вскрытия обшивки и разрушения остекления фонаря кабины. В этом случае целесообразно использовать воздушные или электрические дрели с дисковыми фрезами, позволяющие быстро и без особой опасности для спасаемых вскрыть обшивку или остекление фонарей кабин в случае их заклинивания.

Тушение пожара. При организации тушения пожара нужно оценить степень опасности возникновения взрыва и принять меры предосторожности для команды, участвующей в тушении. Если пожар распространяется внутри всасывающих каналов или в отсеке двигателя, закрывают заглушками всасывающий канал и реактивное сопло и через один из люков осмотра двигателя подводят углекислоту или противопожарную жидкость. Нужно также включить самолетные противопожарные средства тушения пожара, если они не были задействованы. Когда обстановка во время полетов требует немедленного удаления горящего самолета с ВПП, принимают меры к аварийной буксировке самолета в подветренную сторону.

Иной раз существующими средствами потушить пожар не удастся, тогда после спасения пассажиров и экипажа принимают решение об отходе личного состава от горящего самолета, так как возможны несчастные случаи из-за взрыва топливных баков и кислородных баллонов.

Подъем самолета с убраным шасси. Почти все посадки самолетов на грунт с убраным шасси оканчиваются незначительными повреждениями. При этом основная задача заключается в подъеме самолета и установке его на самолетные подъемники. Поднимают самолет одним из следующих способов: автокраном или вертолетом; пневматическими мешками; путем выкапывания траншеи под ногами шасси; выпуска шасси и вывода самолета из профилированной траншеи (применяется редко).

Технология крепления и подъема. Наименее трудоемок способ подъема краном. Применяя его, необходимо оценить, как изменилось положение центра тяжести самолета с убраным шасси при имеющемся остатке топлива в баках. Если имеется возможность, целесообразно перекачать топливо в баки, близко расположенные к центру тяжести, или слить его из топливной системы. Тросовую подвесную систему крепят к главным силовым элементам крыла или специальным рым-болтам. Для страховки от переворачивания можно подвести тросы подвесной системы к болтам стыковки хвостовой и носовой частей фюзеляжа.

Самопроизвольная уборка шасси. Случаи складывания или уборки шасси на пробеге, разбеге, рулении — явление редкое и в большинстве своем связано с несоблюдением инструкции по технической эксплуатации данного типа самолета или неисправностью в системе фиксирования ног шасси в выпущенном положении. Если не дождавшись увеличения давления в гидросистеме после выпуска шасси перевести кран управления шасси в нейтральное положение,

возникнет самопроизвольная уборка шасси на пробеге. Обычно она начинается с уборки передней ноги шасси. Поэтому предотвратить ее можно экстренным передвижением крана шасси в положение «Выпущено».

Порывы и износ пневматиков. Во время полетов необходимо всегда быть готовым к замене колес шасси из-за повреждения авиашин. Чаще всего они разрушаются при эксплуатации самолетов на аэродромах, имеющих металлическое покрытие ВПП и рулежных дорожек. На ВПП с бетонированным покрытием полос и дорожек выработка покрышек проявляется чаще в виде глубоких лысок вследствие неграмотного пользования тормозной системой.

Если самолет с негерметичной авиационной остановился на полосе с искусственным покрытием и является помехой для проведения полетов, его следует осторожно отбуксировать на грунт. При замене колеса обращают внимание на состояние полуоси и ноги шасси в целом, на узлы ее подвески и соединения с цилиндром уборки-выпуска.

Стихийные бедствия. При возникновении пожара на самолете на стоянке или заправочной линии необходимо срочно убрать из этой зоны другие самолеты (или горящий самолет), удалить их (его) на безопасное расстояние и одновременно принять меры к тушению пожара.

При стихийном бедствии на аэродроме (пожар, ураган, наводнение) весь личный состав прибывает на аэродром и по указанию старшего принимает участие в спасении авиационной техники.

Следует помнить, что только четкие действия натренированного на практической работе личного состава могут предотвратить тяжелые последствия особых случаев, возникающих иногда во время полетов.

Скорости полетов летательных аппаратов

Скорость полета — это отношение длины пути, пройденного летательным аппаратом (ЛА), к единице времени.

Скорость полета измеряется при помощи установленных на ЛА указателей скорости, вариометра или радиолокатора. Измеряется в метрах в секунду (м/с), километрах в секунду (км/с), километрах в час (км/ч). Классификация скоростей полета приведена в табл. 1.16.

Таблица 1.16

Классификация скоростей полета летательных аппаратов

Название	Определение и характеристика
Скорость полета воздушная	Скорость ЛА относительно воздушной среды в полете определяется с помощью указателя скорости. По воздушной скорости определяются режимы работы силовой установки, расход горючего, аэродинамика, прочность и другие характеристики
Скорость полета путевая	Скорость перемещения ЛА относительно земной поверхности зависит от воздушной скорости ЛА, скорости и направления ветра: при попутном ветре она равна сумме скоростей ЛА и ветра, при встречном — их разности, при боковом — диагонали параллелограмма, построенного на векторах скоростей
Скорость полета по траектории	Скорость полета ЛА, касательная к траектории его полета. Обычно говорят: скорость ЛА без добавления «по траектории»
Скорость полета горизонтальная	В горизонтальном полете — скорость по траектории, в полете с набором высоты или снижением — проекция скорости на горизонталь, горизонтальная составляющая скорости

Название	Определение и характеристика
Скорость полета вертикальная	Для обычных ЛА — проекция скорости на вертикаль, вертикальная составляющая скорости. Для ЛА, способных летать вертикально, — действительная их скорость, т. е. скорость по траектории. Скорость вертикальная равна вертикальной составляющей воздушной скорости полета по траектории, наклоненной под углом к горизонту (при наборе высоты или спижении). Определяется по вариометру
Скорость полета установившаяся	Постоянная по времени скорость в прямолинейном или криволинейном полете ЛА
Скорость полета малая дозвуковая	Скорость, соответствующая диапазону чисел M , от $M=0$ до $M=0,4 \div 0,5$, при которых свойство сжимаемости воздушной среды на летных характеристиках еще не сказывается или сказывается настолько незначительно, что им можно пренебречь
Скорость полета большая дозвуковая	Скорость, соответствующая диапазону чисел M , от $M=0,4 \div 0,5$ до $M=1$, при которых свойство сжимаемости воздушной среды заметно проявляется и его нужно учитывать при расчете летных характеристик ЛА
Скорость полета звуковая	Скорость полета, соответствующая числу $M=1$. Для звуковых и сверхзвуковых скоростей полета характерно возникновение скачков уплотнения или ударных волн, вызывающих резкое изменение аэродинамических характеристик ЛА и увеличение его сопротивления
Скорость полета трансзвуковая (околозвуковая)	Скорость, близкая к скорости звука. Диапазон трансзвуковых скоростей охватывает скорости, соответствующие числам M , немного меньшим, равным и немного превышающим единицу
Скорость полета сверхзвуковая	Скорость движения, превышающая скорость распространения звука в данной среде, когда M больше единицы
Скорость полета большая гиперзвуковая	Скорость, соответствующая числам $M=5$ и больше, при которых, во-первых, по-новому проявляется свойство сжимаемости воздуха — скачки уплотнения из прямолинейных, присоединенных к ЛА, становятся криволинейными, отсоединенными, что сказывается на величине сил давления и трения, действующих на поверхность ЛА, а значит и на аэродинамические характеристики его, и, во-вторых, в результате соударения с ЛА частиц воздуха и вызванного этим увеличения скорости хаотического движения их имеет место аэродинамический нагрев частей ЛА, а также наблюдается диссоциация и ионизация воздуха, что отрицательно влияет на аэродинамические характеристики и прочностные свойства ЛА
Скорость полета космическая первая (эллиптическая)	Скорость, равная у поверхности Земли около 7,912 (8,0) км/с, при достижении которой ЛА превращается в искусственный спутник Земли. При этой скорости траектория (орбита), по которой движется ЛА (спутник), лежит еще в пределах земной атмосферы и земного притяжения, а космический корабль в своем движении будет описывать траекторию, близкую к эллипсу, с фокусом в центре Земли, и тем более вытянутую, чем больше начальная орбитальная скорость

Название	Определение и характеристика
Скорость полета космическая вторая (параболическая или гиперболическая)	Скорость, равная у поверхности Земли около 11,2 км/с, при достижении которой ЛА совсем покидает сначала земную атмосферу, а потом и пределы земного притяжения и превращается в искусственную планету, самостоятельно совершающую свой полет вокруг Солнца. Космический корабль будет двигаться уже не по эллипсу, а по параболе или гиперболе, т. е. по незамкнутым кривым с бесконечно расходящимися ветвями, навсегда удаляясь от Земли в мировое пространство
Скорость полета космическая третья	Скорость, равная у поверхности Земли 16,662 км/с, при достижении которой космический корабль полностью освобождается от совместных полей тяготения Земли и Солнца и уходит за пределы Солнечной системы в мировое пространство
Скорость полета минимальная	Наименьшее значение скорости, при которой еще возможен полет ЛА (самолета) на данном режиме. Соответствует случаю полета на угле атаки, дающем самое большое значение $c_{y\max}$, при котором подъемная сила способна поднять вес самолета. Зависит от веса ЛА и несущей способности крыла, что видно из формулы $V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho \cdot S_{\text{кр}} c_{y\max}}},$ где V — скорость; G — сила веса самолета; ρ — плотность воздуха; $S_{\text{кр}}$ — площадь крыла; c_y — коэффициент подъемной силы. Эта скорость не имеет практического значения, так как полет на ней происходит на несколько повышенной тяге (мощности) двигателя и, следовательно, требует повышенного расхода топлива. Кроме того, на этой скорости самолет плохо слушается управления и легко может свалиться на крыло. По этой причине режим минимальной скорости используется лишь при посадке самолета
Скорость полета минимальная эволютивная	Установленная для эксплуатации данного ЛА практическая минимальная скорость, при которой самолет уже достаточно устойчив, рули и особенно элероны эффективны и таким образом обеспечивается необходимая безопасность полета. Получается из расчетной путем увеличения последней на некоторый запас скорости, например, на 30 км/ч. Для горизонтального полета и всех других режимов, кроме взлета и посадки, имеет, как правило, по прибору одно и то же значение для всех высот. Минимальная эволютивная скорость полета имеет важное значение для взлета, посадки и маневренности самолета
Скорость полета наилучшая	Скорость, при которой обеспечивается получение отдельных наилучших данных ЛА (наиболее выгодный угол атаки крыла, которому соответствует максимальное аэродинамическое качество). К этой категории скоростей относятся: скорость наибольшей дальности полета, при которой достигается наименьший расход топлива на один километр пути;

Название	Определение и характеристика
Скорость полета крейсерская	<p>скорость наибольшей продолжительности (экономическая скорость) полета, при которой достигается наименьший расход топлива в единицу времени; скорость наиболее быстрого набора высоты, при которой достигается наибольшая скороподъемность (вертикальная скорость); наимыгоднейшая скорость планирования, при которой достигается наибольшая дальность планирования, и др.</p> <p>Скорость, составляющая 0,7—0,8 от максимальной, на которой обычно совершает военная авиация свои боевые действия, а гражданская авиация свои рейсы</p>
Скорость полета максимальная	<p>Наибольшая установившаяся скорость, которую способен развивать одиночный самолет в горизонтальном полете по прямой при работе двигателя с наибольшей разрешаемой тягой (мощность) и нагрузкой. Величина максимальной скорости для данной высоты полета определяется по приближенным формулам:</p> $\text{через мощность } V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{150 N_p}{c_x Q_n S}};$ $\text{через тягу } V_{\max} = \sqrt{\frac{2 P_p}{c_x Q_n S}},$ <p>где N_p — располагаемая мощность двигателя; Q_n — плотность воздуха; P_p — располагаемая тяга; c_x — коэффициент лобового сопротивления самолета (с учетом волнового сопротивления).</p>
Скорость полета максимально допустимая	<p>Характер изменения максимальной скорости по высотам полета у разных самолетов различен и обуславливается в основном типом их силовых установок</p> <p>Наибольшая скорость по прибору, допускаемая для данного типа самолета и обеспечивающая сохранение прочности, устойчивости и управляемости ЛА и безопасный выход его из пикирования. Эта скорость устанавливается для каждого типа самолета в зависимости от высоты его полета и не должна превышать ни при каких условиях</p>
Скорость полета приборная (по прибору)	<p>Скорость, прочитанная по толстой короткой стрелке указателя скорости, которым руководствуется летчик при пилотировании ЛА. Точное выдерживание скорости по прибору обеспечивает необходимую безопасность полета, выполнение свойственных данному ЛА эволюций и маневров, а также получение на нем наилучших летных данных</p>
Скорость полета индикаторная	<p>Приборная скорость, исправленная на инструментальную и аэродинамическую поправки. Под инструментальной поправкой подразумевается разность в показаниях данного указателя скорости в сравнении с эталонным. Под аэродинамической поправкой подразумевается погрешность, связанная с искажением потока воздуха около приемника воздушного давления (ПВД), производимого самолетом и самим при-</p>

Название	Определение и характеристика
<p>Скорость полета истинная (фактическая)</p> <p>Скорость полета стандартная</p>	<p>емником ПВД. Скорость индикаторная равна воздушной скорости только в полете у земли при нормальной плотности воздуха</p> <p>Скорость, которую имеет данный ЛА относительно воздуха, а при безветрии — относительно земли при данных конкретных условиях погоды, т. е. при фактических значениях давления, плотности и температуры воздуха. Получается из приборной путем введения в последнюю поправок инструментальной, аэродинамической, на сжимаемость воздуха и изменение плотности воздуха с высотой полета. Применяется при расчете дальности и продолжительности полета, места и времени встречи ЛА в воздухе и вообще при инженерных и штурманских расчетах</p> <p>Скорость, которую имел бы данный самолет в стандартной атмосфере. Получается из фактической путем замены фактической температуры, давления и плотности воздуха их значениями согласно международной стандартной атмосфере. Дает возможность сравнивать между собой летные данные самолетов одного и того же типа, а также летные данные самолетов различных типов, полученные в разное время, например зимой и летом</p>

ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ**1. ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМ И ИЗДЕЛИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ****Техническое обслуживание самолетов**

Применительно к самолетам гражданской авиации установлены оперативные и периодические виды технического обслуживания. Эти работы выполняются на самолетах в определенной последовательности в течение установленного межремонтного ресурса (рис. 2.1).

Оперативные виды технического обслуживания. К ним относятся предполетное и послеполетное обслуживание и обслуживание при кратковременной стоянке самолета. При выполнении оперативного технического обслуживания преследуется цель — путем внешнего осмотра убедиться в исправности самолета и готовности его к полету, а также обнаружить и устранить, если таковые имеются, внезапные отказы отдельных агрегатов и узлов. При этом каждый вид техобслуживания состоит из осмотра и обслуживания и работ по обеспечению вылета или стоянки. Выполнение работ в этом случае обеспечивает готовность самолета к полету в течение 12 ч.

Предполетное техническое обслуживание выполняется перед вылетом, если он производится позднее чем через 12 ч после выполнения любого вида оперативного технического обслуживания, а также сразу после выполнения периодического обслуживания. Предполетное обслуживание состоит из осмотра самолета; проверки функционирования отдельных систем, агрегатов и приборов; подогрева или охлаждения воздуха в кабинах; проверки количества топлива, масла, воды, спецжидкостей и дозаправки при необходимости в соответствии с заданием на полет.

Техническое обслуживание при кратковременной стоянке выполняется после посадки самолета в аэропорту, если по налету часов не требуется более сложного вида обслуживания. Здесь производится внешний осмотр самолета в объеме предполетного обслуживания, осмотр и уборка кабин, буфета, туалетных помещений, подогрев или охлаждение воздуха в кабинах, дозаправка топливом, маслом, водой и устранение неисправностей, замеченных экипажем в полете.

Послеполетное техническое обслуживание производится после завершения рейса, если по налету часов не требуется выполнения более сложного вида периодического обслуживания. При этом на самолете выполняется более глубокий осмотр обшивки фюзеляжа, крыла, хвостового оперения, gondol двигателей, агрегатов силовых установок и шасси; осматриваются первые ступени компрессора и последние ступени турбины двигателя; проверяются кресла, столы, оборудование, замки и защелки входных дверей, крышки аварийных люков и остекление; производится уборка кабин и туалетных помещений. Самолет дозаправляется рабочими жидкостями и газами в соответствии с заданием на следующий полет.

Периодические формы технического обслуживания характеризуются большими объемами выполняемых работ по сравнению с оперативными видами и строгой периодичностью их проведения в соответствии с часами налета самолета.

Перечень форм и налет. Для многих самолетов с ГТД регламентами предусматриваются следующие периодические формы технического обслуживания: форма № 1 (Ф-1) через каждые 50 ± 10 ; форма № 2 (Ф-2) — $200 \pm$

± 20 , форма № 3 (Ф-3) — 600 ± 20 ; форма № 4 (Ф-4) — 1200 ± 20 ; форма № 5 (Ф-5) — $3000-3600$ ч налета.

При выполнении периодических форм технического обслуживания преследуется цель — путем углубленного осмотра и контроля технического состояния удостовериться в исправности всего самолета, готовности его продолжать полеты, выявить и устранить дефекты и неисправности агрегатов и узлов.

Объемы работ, входящие в одноименные формы технического обслуживания определенного типа самолета, равны друг другу. Каждая последующая форма обслуживания включает в себя работы, предусмотренные предыдущими формами, а также специфические работы, присущие только этой форме. Так, например, при работах по форме № 3 производится выполнение работ и по формам № 2 и 1.

При необходимости замены двигателей на самолете выполняется та форма технического обслуживания, которая требуется по налету, и дополнительно производятся работы, связанные с заменой двигателей.

Работы по периодическому обслуживанию делятся на предварительные, основные и заключительные.

Предварительные работы практически совпадают с работами по обеспечению стоянки, выполняемыми при оперативных видах технического обслуживания.

Основные работы группируются по отдельным системам самолета: силовые установки, планер, шасси, управление, гидравлическая система, воздушная система, высотное оборудование, радиооборудование, электрическое, приборное, кислородное и бытовое оборудование, санитарные узлы, водяная система, регистраторы режимов полета. Объем этих работ и их трудоемкость увеличиваются по мере возрастания номера формы обслуживания.

Заключительные работы складываются из заправки ГСМ и зарядки систем сжатыми газами, стопорения рулей управления и элеронов, уборки рабочего места, закрытия и в случае возможного обмерзания, зачехления самолета.

Контрольные операции. В соответствии с регламентами все работы обслуживания подвергаются пооперационному контролю на предмет качества и полноты выполнения. Проверку осуществляет инженер ОТК, сменный инженер и техник-бригадир. Окончательную оценку состояния и приемку самолета производит инженер ОТК.

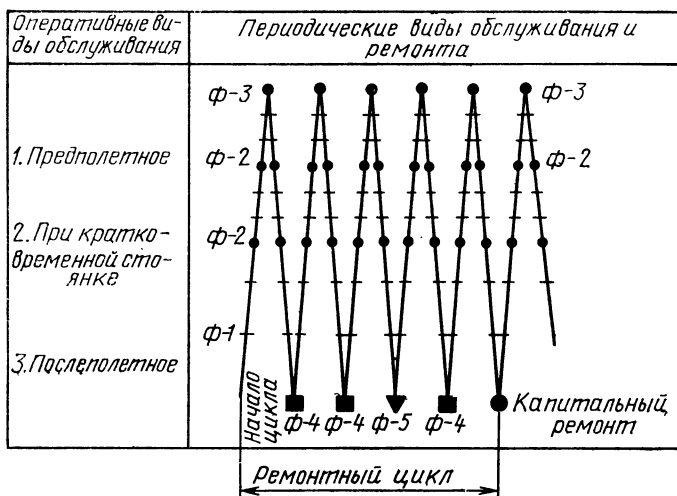


Рис. 2.1. Типовой график выполнения на самолете различных видов периодического обслуживания в течение ремонтного цикла

Некоторые сведения по эксплуатационной терминологии

Ниже приводятся определения некоторых применяемых в практике эксплуатационных понятий и терминов.

Сохраняемость — свойство изделия сохранять обусловленные эксплуатационные показатели в течение и после срока хранения и транспортирования, установленного в технической документации (ГОСТ 13377—67).

Система технического обслуживания и ремонта — комплекс взаимосвязанных положений и норм, определяющих организацию и порядок проведения работ по техническому обслуживанию и ремонту для заданных условий эксплуатации с целью обеспечения показателей качества, предусмотренных в нормативных документах (ГОСТ 18322—73).

Под мероприятиями понимаются работы, которые необходимо выполнять специалистам эксплуатационных и ремонтных предприятий для успешной эксплуатации авиационной техники. К ним относятся работы планового технического обслуживания и ремонта, выполняемые на самолете (вертолете) в порядке профилактики, а также работы по обнаружению и устранению внезапных отказов.

Объем работ зависит от типа самолета, характеристик его безотказности, долговечности и эксплуатационной технологичности.

Профилактика — комплекс работ, которые по техническим, экономическим и другим соображениям целесообразно проводить на авиатехнике в обязательном порядке через определенные периоды времени по налету часов или календарным срокам (либо циклам и др.).

Профилактические работы составляют наибольшую часть объема технического обслуживания и ремонта и преследуют цель обеспечить безотказную эксплуатацию авиационной техники в межпрофилактические периоды путем предупреждения неисправностей и отказов узлов и агрегатов и сохранения их технических характеристик в пределах установленных допусков.

Межпрофилактический период — период эксплуатации самолета в часах налета между двумя смежными профилактиками — периодическими формами технического обслуживания.

Стратегия профилактики — совокупность основных правил и приемов, с использованием которых вырабатывается система планового технического обслуживания и ремонта самолетов (вертолетов) применительно к конкретным условиям их эксплуатации.

Стратегия профилактики изменяется в зависимости от назначения самолета (вертолета), уровня его надежности и эксплуатационной технологичности, условий эксплуатации, оснащенности эксплуатационных предприятий производственными площадями, средствами механизации и автоматизации.

Под эксплуатационными расходами понимаются расходы, связанные с проведением на самолетах (вертолетах) необходимых профилактических мероприятий и текущего ремонта. Сюда относятся затраты на запасные части и материалы, заработная плата всего персонала, занятого техническим обслуживанием и ремонтом, и общепроизводственные расходы (эксплуатация производственных зданий, средств механизации, наземного оборудования и др.).

Удобство доступа к объему обслуживания и ремонта (эксплуатационная технологичность) имеет важное значение для сокращения времени и трудовых затрат как при проведении профилактических мероприятий, так и при определении и устранении внезапных отказов.

С точки зрения удобства работы различают три вида доступности: отличную доступность, когда исполнитель достигает места работы без утомления, не затрачивая излишних усилий на сохранение рабочей позы во время работы; удовлетворительную, когда рабочий, достигая места работы, которое видно отчетливо, должен принять при этом несколько неудобное положение. Так, например, работа с вытянутыми руками, стоя на коленях или сидя на корточках; недостаточную, когда поза неудобна и утомительна, а место работы определяется на ощупь.

В зависимости от позы, которую вынужден принимать исполнитель при работе, требуется различное время для выполнения одного и того же объема операций, т. е. производительность его труда будет различной. Например, производительность труда при отличной доступности и позе стоя и чуть согнутой

составляет 60—100%; удовлетворительной и позе на коленях и короткогах — 30—60%; недостаточной и позе лежа и согнутой — 10—30%.

Контролепригодность агрегатов, блоков, узлов самолета — важный фактор для проведения объективного периодического контроля технического состояния самолета и поиска отказавшего элемента, особенно для сложных систем, у которых более 50% времени ремонта уходит на определение места и характера отказа. Под контролепригодностью понимается свойство конструкции, заранее заданное и конструктивно реализованное для обеспечения возможности профилактического косвенного и прямого контроля параметров агрегатов, блоков, узлов самолета различными объективными средствами и методами автоматизированного и физического контроля.

Обеспечение приспособленности конструкций самолетов к проведению проворок теми или иными методами и средствами контроля неизбежно связано с дополнительными затратами. Однако эти затраты окупаются за счет повышения надежности, более эффективного использования самолетов и сокращения расходов на их техническое обслуживание и ремонт.

Легкосъемность агрегатов, узлов, блоков не следует смешивать с удобством доступа. На самолетах встречаются детали, к которым доступ хороший, но замена их в условиях эксплуатации затруднена. Легкосъемность означает пригодность агрегата, узла, блока к замене с минимальными затратами времени и труда. А так как обычным способом устранения отказов является замена отказавшего агрегата, то требование легкосъемности имеет важное значение для сокращения времени простоя самолетов (вертолетов).

Легкосъемность чаще определяется применяемой системой крепления агрегатов и узлов, заменяемых в эксплуатации, конструкций разъемов, весом и габаритами съемных элементов.

Взаимозаменяемость агрегатов, узлов, деталей — это такое свойство агрегата (детали, узла), при котором из множества одноименных агрегатов можно без выбора взять любой и без подгонки (допускается применение технологических компенсаторов) установить на самолете (вертолете).

Для радиоэлектронных изделий под подгоночными работами понимаются проверочные (при необходимости подстроечные) работы, так как такие изделия, как правило, имеют высокую геометрическую взаимозаменяемость, но не всегда взаимозаменяемы по выходным параметрам.

Фактор взаимозаменяемости сокращает затраты труда, материалов и простоев самолетов при техническом обслуживании и ремонте.

Преимуществом контрольно-проверочного и другого наземного оборудования — это возможность использования для технического обслуживания, контроля и проверки технического состояния нового типа самолета, уже существующего на предприятиях контрольно-проверочного и другого наземного оборудования. Чем больше видов наземного оборудования из уже имеющегося удовлетворяет требованиям профилактического обслуживания и текущего ремонта нового типа самолета, тем выше его эксплуатационная технологичность в отношении преимущественности наземного оборудования. Этот фактор значительно влияет на организацию рабочего места и удобства работы персонала, сроки и стоимость технического обслуживания и ремонта.

Правила обслуживания планера и устранения неисправностей

Большие нагрузки, действующие на узлы, детали и обшивку планера в полете, особенно при больших скоростях полета и перегрузках, а также при посадке, являются основной причиной возникновения усталостных разрушений, ослабления заклепок, появления люфтов в шарнирных соединениях.

Признаки ослабления заклепок. После полета обшивку планера тщательно осматривают, при этом особое внимание уделяется заклепочным соединениям, поверхностям, обдуваемым выходящими газами, местам слива конденсата и дренажным отверстиям. При осмотре убеждаются в отсутствии на обшивке трещин, ослабления заклепок, следов коррозии и деформаций. Основным признаком ослабления заклепок является отслаивание лакокрасочного покрытия вокруг головки, загиб наружу краев потайных головок и образование вокруг них темных следов. Расшатанными или ослабленными потайными заклепками

следует считать: заклепки, при нажатии на обшивку рядом с головками которых обшивка отстает от головок с образованием видимого невооруженным глазом зазора, и заклепки, при нажатии на головки которых замечается их подвижность в гнезде.

Наличие подтеков или темного венчика у заклепок на герметической части фюзеляжа свидетельствует о потере герметичности, но не прочности соединения.

Внешним признаком начала коррозии является потускнение поверхности, появление темных пятен, а в дальнейшем раковин. Последние постепенно увеличиваются и проникают в глубь металла. При поражении коррозией стальных деталей на их поверхности появляется коричнево-красный налет (ржавчина), а на деталях из сплавов алюминия и магния — серовато-белый налет в виде сыпи. Детали из магниевых сплавов наиболее быстро подвергаются коррозии, теряя при этом свою прочность в весьма короткий срок. Возникновение очагов коррозии под слоем лакокрасочного покрытия вызывает вспучивание покрытия в виде темных бугорков, под которыми находятся продукты коррозии.

Удаление коррозии. При обнаружении коррозии ее удаляют с помощью жестких волосяных щеток. Если продукты коррозии на деталях из стали и алюминиевых сплавов указанным выше способом не удаляются, разрешается пользоваться наждачной шкуркой (не грубее № 220). Применение шкурок для удаления продуктов коррозии с обшивки не разрешается, так как они могут повредить защитную анодную пленку и плакирующий слой, а также ухудшить декоративный вид авиационной техники. После удаления продуктов коррозии на защищенном участке восстанавливают лакокрасочное покрытие. Место коррозии на деталях из магниевых сплавов зачищают стеклянной шкуркой № 220, промывают бензином, после чего наносят лакокрасочное покрытие. При низких температурах, когда невозможно восстановление покрытий, на защищенную поверхность наносится смазка ЦИАТИМ-201. В дальнейшем при первой же возможности восстанавливают лакокрасочное покрытие.

Уход за герметической обшивкой. Обшивка герметической части фюзеляжа несет большие нагрузки и в то же время выполнена из сравнительно тонких листов. Это требует тщательного контроля за ее состоянием. Повреждения обшивки глубиной до 0,1 мм не ремонтируют, а только зачищают и восстанавливают лакокрасочное покрытие. При наличии более глубоких повреждений обшивку в этих местах подкрепляют заплаты. Для этого цаппины или забойны зачищают, с внутренней стороны устанавливают усиливающую накладку, а затем восстанавливают лакокрасочное покрытие.

Карта прочности. Для учета повреждений наружной поверхности планера на каждый летательный аппарат рекомендуется завести карту прочности, которая состоит из двух частей: схем фюзеляжа, крыла, оперения и непосредственно карты. На схемы и в карту заносятся все цаппины, вмятины, забойны и другие повреждения обшивки глубиной более 0,1 мм. Повреждения глубиной до 0,1 мм на схему не наносятся, а записываются только в карту.

Нивелировка самолета. Воздействие аэродинамических сил в полете и ударных нагрузок при посадке, а также замена или ремонт крыла, хвостового оперения и других элементов конструкции могут привести к изменению во взаимном расположении отдельных частей самолета. Эти изменения оказывают влияние на летно-технические характеристики, углы отклонения рулевых поверхностей, усилия на штурвалах управления и т. п. В связи с этим в условиях эксплуатации появляется необходимость проведения нивелировки самолетов.

Сохранение поверхностей. Для предохранения защитных покрытий от механических повреждений запрещается класть на обшивку металлические предметы (инструменты, детали и т. п.), а также пользоваться металлическими щетками и скребками для удаления грязи, льда и снега. Во время работы на самолете применяют мягкие настилы, коврики из резины, деревянные стеллажи с мягкой обшивкой, а при ходьбе по обшивке самолета надевают резиновую или войлочную обувь, не имеющую гвоздей, так как даже незначительные цаппины на поверхности создают условия для возникновения коррозии.

Зачехление самолетов, находящихся под открытым небом, является надежным способом защиты покрытий от воздействия осадков, обледенения и механических повреждений. При снятии чехлов с самолета необходимо соблюдать осторожность, так как при небрежном обращении с чехлами можно повредить защитные покрытия. Рекомендуется чехлы свертывать в рулон, а не стаскивать.

Обслуживание газотурбинных двигателей

Надежная и безотказная работа ГТД зависит от правильной их эксплуатации и обслуживания, качественного выполнения всех видов осмотров и регламентных работ.

Осмотр входного канала ГТД. Если при работе в этом канале исполнитель находится в спецодежде с застёжками без наружных пуговиц, в карманах не должно быть инструмента и других предметов, могущих попасть в ГТД. Убеждаются в отсутствии течи топлива, масла и специальных жидкостей, так как негерметичность систем ведёт к значительным потерям этих жидкостей и может послужить причиной возникновения пожара.

Очистка фильтров. Фетровые фильтры промывают неэтилированным бензином. Затем просушивают при температуре воздуха не выше 80° С. Сетчатые фильтры промывают чистым керосином. Если на сетках фильтрующих элементов нет смолообразований или значительных загрязнений, то пакет промывается без разборки. При сильном загрязнении и невозможности очистки элементов в собранном виде пакет разбирается и каждый элемент его промывается отдельно.

Очистка никелево-саржевых фильтров (фильтры тонкой очистки), загрязнённых механическими примесями и смолистыми веществами, осуществляется ультразвуковым методом. Сетка саржевого плетения имеет большое количество капиллярных каналов, эффективная очистка которых возможна только специальными очистителями типа УЗГ-10.

Моющая жидкость представляет собой водный раствор тринатрийфосфата (30 г/л), смачивателя типа ОП-7 (3 г/л), триэтаноламина (10 г/л) и азотнокислого натрия (2 г/л). Либо применяют каменноугольный креолин, который активно разлагает смолистые, коксовые, жировые загрязнения и не вызывает коррозии фильтров. Однако при работе с креолином из-за его агрессивности в ванну нельзя помещать резиновые детали.

Умелый контроль уровня масла в баке даёт возможность своевременно обнаружить возникшие на двигателе или в системе неисправности. Если после полёта обнаруживается, что масло из бака не расходуется или в баке наблюдается повышение уровня масла, проверяют масло на наличие в нём топлива. Причиной такого явления может быть нарушение герметичности топливо-масляного радиатора, масляных полостей командно-топливного агрегата и др.

Если масло было полностью слито из системы, то после заправки масляного бака сначала производят прокрутку ГТД для заполнения системы маслом и удаления из неё воздушных пробок.

Чрезмерная заправка бака приводит к выбрасыванию масла через дренаж. Недостаточное заполнение бака является причиной перегрева и снижения давления масла. Кроме того, вследствие уменьшения времени циркуляции масла затрудняется выделение из него воздуха, что способствует понижению высоты масляной системы.

Важность анализа масла. По качеству масла судят о состоянии трущихся поверхностей, возникших перегревах ГТД, износе его лабиринтных уплотнений и т. д. В целях более раннего обнаружения неисправностей разрабатываются различные способы контроля качества масла. К ним относятся, например, спектрографический и химический анализы периодически отбираемых проб масла для установления связи между содержанием в нём металлических частиц и началом разрушения подшипников. Применяется установка магнитных пробок в различных участках системы. Масляные фильтры промываются и контролируются после первой пробы и первых пяти часов работы двигателя. После запуска и опробования вновь установленного ГТД осматривают его соединения, убеждаются в отсутствии течи топлива, масла и жидкости гидравлических систем.

Обслуживание остекления авиатехники

В эксплуатации от воздействия различных нагрузок и атмосферных факторов на органическом и силикатном стеклах могут появляться дефекты (чаще всего мелкие поверхностные трещины глубиной до 0,5 мм), влияющие на надёжность остекления.

Зачехление стекол. При уходе за деталями остекления тщательно следят за состоянием их поверхности, предохраняя от воздействия влаги, солнечных лучей и атмосферных осадков чехлами из мягкой ткани, имеющими на внутренней поверхности пробки для создания воздушного зазора между чехлом и остеклением в целях проветривания.

Удаление загрязнений. Пыль и грязь с остекления удаляют чистой и мягкой тканью, смоченной в чистой воде, а затем протирают остекление насухо. Жировые пятна и загрязнения вначале удаляют сухой тканью, а затем тканью с нанесением на нее слоя пасты ВИАМ-2 или рекомендуется применять теплую мыльную воду (3—5%-ный раствор нейтрального мыла).

При обмерзании стекол ледяной покров удаляют струей теплого воздуха с температурой не выше 50° С, не допуская длительного местного нагрева.

Допуски на дефекты. На остеклении из органического стекла допускаются отдельные царапины и риски, заколы и забоины, поверхностные мелкие трещины в количестве с размерами, предусмотренными инструкцией по уходу за остеклением данного типа самолета. На силикатном стекле допускаются также отдельные царапины, выколки, сколы по торцу внешнего стекла, отлипы склеивающего слоя, вытекание и усадка обрамляющего материала (пластика), пузыри в количестве и с размерами, предусмотренными регламентом.

Транспортировка. При проведении ремонтных работ или транспортировке детали остекления от повреждений предохраняют фанерными кожухами или оклеивают бумагой толщиной 0,08—0,12 мм с применением специальных клеев, например глюкозо-крахмальный, мездрово- или желатино-глицериновый клеи, либо клеи КП-16.

Обслуживание гидравлических систем

Герметичность систем. При обслуживании гидравлических систем особое внимание обращают на их герметичность. Отсутствие течи в соединениях гидравлических агрегатов и трубопроводов проверяют после выдержки системы под давлением не менее 30 мин, при этом ни в одном месте не должно быть видимого подтекания жидкости. Другим показателем герметичности является время между переключениями автоматов разгрузки насосов с холостого хода на рабочий. Чем больше это время, тем лучше внутренняя герметичность и выше надежность системы.

Пульсации давления. С увеличением частоты переключений автоматов разгрузки в системе появляются пульсации давления, могущие привести к разрушению трубопроводов, корпусов фильтров и других агрегатов. Причиной повышенных пульсаций давления может быть утечка азота или малое первоначальное давление его в гидроаккумуляторах. Герметичность азотной камеры гидроаккумулятора проверяется путем определения величины падения давления в этой камере в течение заданного времени (обычно в течение двух — четырех суток). Допустимая разница в давлениях в начале и конце испытаний не должна превышать установленного техническими условиями предела.

Удаление воздуха. Причиной отказа в работе агрегатов гидравлической системы является попадание в нее воздуха. Чтобы избежать образования воздушных пробок в гидравлических системах при заполнении их жидкостью, открывают специально предназначенные для удаления воздуха пробки, краны слива отстоя или ослабляют накидные гайки на отдельных участках трубопроводов. Удаление воздуха производится до тех пор, пока жидкость пойдет ровной струйкой без пены. Для окончательного вытеснения воздушных пробок производят уборку и выпуск шасси, а также включают другие агрегаты, связанные с гидросистемой.

Проверка исправности гидравлической системы и ее агрегатов

Гидравлические системы имеют один или несколько баков для рабочей жидкости. Несмотря на простоту их конструкции, могут появиться неисправности баков в виде трещин (особенно фильтров сливного трубопровода), которые происходят из-за пульсаций жидкости при ее сливе из магистрали в бак. Поэтому при осмотре бака проверяют, нет ли течи жидкости по баку.

В гидравлических системах применяется большое рабочее давление (150 кгс/см² и выше), поэтому при таких давлениях хорошо уплотняют агрегаты и соединения. При больших давлениях насосы работают в тяжелых условиях, что приводит к понижению создаваемого ими давления. Контроль за давлением является лучшим способом наблюдения за работоспособностью насосов. Причинами падения давления могут быть как неисправности насосов, так и исполнительных механизмов. Если осмотром установлено, что течи гидравлической жидкости у исполнительных механизмов нет, проверяют состояние гидравлических фильтров за насосом. Наличие на фильтре металлических частиц, особенно бронзовых, указывает на разрушение качающего узла насоса. Причиной падения давления, создаваемого несколькими параллельно работающими насосами, может быть также срез привода одного из насосов. В этом случае гидравлический фильтр будет оставаться чистым. Не исключена возможность разрегулировки редукционного клапана насоса. В этом случае работоспособность насоса восстанавливается его регулировкой. Если в гидросистеме установлены плунжерные насосы переменной производительности, то контролируют, не перегревается ли тот или иной насос на режиме нулевой производительности.

В гидравлической системе применяется большое количество агрегатов с золотниковыми парами. Прецизионные пары типа золотник — гильза широко используются в качестве элементов регулирующих и распределительных гидравлических устройств.

Для золотниковых пар авиационных агрегатов специфическими особенностями являются: малые зазоры (8—10 мкм) между деталями в парах; изготовление деталей с большой точностью 1—2 класса с последующей селективной подборкой деталей пар с целью выдерживания заданных зазоров; детали пар чаще изготавливаются из стали, реже одна из деталей — из бронзы. Рабочие поверхности имеют высокую твердость ($HRC = 60$) и чистоту поверхности 9—11-го класса; небольшие относительные возвратно-поступательные перемещения деталей; детали золотниковых пар работают в условиях вибрации ввиду пульсации давления рабочей жидкости доходит до сотен килограммов на квадратный сантиметр.

Увеличение трения в золотниковой паре гидроусилителя вызывает затяжение, самопроизвольное вождение или подергивание ручки управления самолетом, что является недопустимой неисправностью.

Засорение рабочей жидкости гидросистем посторонними частицами может происходить не только в результате загрязнения средств заправки и небрежности обслуживания, а также и загрязнением рабочей жидкости продуктами износа агрегатов. Например, окись алюминия в виде очень твердых частиц играет роль абразива и засоряет гидросистему.

Герметичность соединений трубопроводов и агрегатов лучше всего проверить, когда система находится под рабочим давлением.

В последнее время для определения негерметичности широко применяют течеискатель: ПТИ-4А, галлоидный течеискатель ГТИ-2 и автомат для проверки герметичности АПГ-1. Ими можно контролировать герметичность соединений трубопроводных систем, баков, отсеков и т. п.

Проверка обратных клапанов агрегатов. Негерметичность клапана чаще всего вызывается попаданием посторонних частиц между шариком или конусом клапана и его гнездом. В случае отказа надо постучать по корпусу клапана деревянным молотком, а если это не поможет, то снять и разобрать клапан.

В клапане после разборки при ярком свете проверяют отсутствие заусенцев или царапин на гнезде или самом клапане, после чего промывают клапан чистой рабочей жидкостью, снова собирают, испытывают и устанавливают на место.

Клапаны конусного типа легко могут перекокситься, в результате чего будут опираться на гнездо одним краем, где образуется наклеп или засветление металла, и могут заклинить в мягком алюминиевом корпусе, поэтому на их монтаж надо обращать особое внимание.

Незначительный износ гнезда можно устранить тщательной притиркой клапана, применяя для этого притирочную пасту ГОИ лучшего качества и мелкой зернистости. Притирают конусные клапаны, а шариковые заменяют новыми. Стрелка, изображенная на корпусе обратных клапанов, должна совпадать с направлением потока жидкости, проходящей через клапан.

Обслуживание противопожарного оборудования самолетов

При обслуживании противопожарного оборудования в первую очередь проверяют состояние всех баллонов.

Важным является **контроль количества огнегасящего вещества** в баллонах, который осуществляется путем взвешивания баллонов. При пониженном заряде баллонов может оказаться, что огнегасящей жидкости недостаточно для ликвидации пожара. При повышенном заряде с увеличением температуры окружающей среды давление в баллоне возрастает сверх допустимого, что вызывает разрыв предохранительной мембраны и самопроизвольный выброс заряда из баллона. Допустимые отклонения количества огнегасящего вещества в баллоне зависит от типа огнетушителя и обычно не превышает 100—200 г.

Огнегасящие составы и зарядка. Для тушения пожара применяют огнетушители, заполненные огнегасящими составами «3,5», «7» или фреон 114В₂. Зарядку огнетушителей производят путем вытеснения жидкости сжатым воздухом, подаваемым из специальных емкостей. Такой способ зарядки огнетушителей является наиболее целесообразным, так как он не допускает испарения составов и позволяет работать в условиях наименьшего содержания их паров в окружающем воздухе. Зарядку баллонов углекислотой производят на установке с компрессором типа КН-2.

Проверочные работы. В сроки, указанные регламентом или инструкцией, проверяют состояние кранов и распылительных трубопроводов (коллекторов). Трубопроводы не должны иметь трещин, слабой затяжки соединений и засорения отверстий. Контролируют также исправность термоизвещателей, сирены, ламп и электропроводки системы сигнализации пожара. Не допускают попадания воды, топлива и масла на пиропатроны и штепсельные разъемы электропроводки.

Противопожарное оборудование после использования приводят в состояние готовности. Для этого баллон снимают с летательного аппарата и заряжают, пироголовку разбирают, очищают от нагара и тщательно осматривают, а трубопроводы продувают сжатым углекислым газом и проверяют на герметичность. Пиропатрон в головку вновь заряженного баллона вставляют только после установки баллона на самолет (вертолет).

Ложный пожар. В случае непроизвольного разряда баллонов противопожарной системы двигателя при отсутствии пожара на ГТД и попадания в связи с этим жидкости «3, 5» внутрь двигателя последний допускают к дальнейшей эксплуатации при условии, что не позже чем через 5 ч после попадания жидкости «3,5» в двигатель будет произведена двукратная замена масла в системе. Температура заправляемого масла должна быть 50—70° С. После каждой замены масла производят запуск и опробование двигателя с выходом на режим не более номинального. Проведение такой обработки вызвано тем, что попавшая в масло жидкость «3,5» вызывает коррозию деталей двигателя. Для удаления жидкости «3, 5» с внешней поверхности двигателя его необходимо хорошо промыть теплой водой.

Жидкость «3,5» — огнегасящая с противокоррозионной присадкой, состоит из бромистого этила (67,2%), хлороформа (2,8%), углекислоты (30%), наливается в огнетушитель под давлением 70—90 кгс/см² при температуре 15° С, что обеспечивает эффективный выброс огнегасящего состава из огнетушителя даже при отрицательных температурах.

Состав «3, 5» не воспламеняется от любых источников зажигания. При нормальных условиях — это жидкость с плотностью 1,28 кг/л и температурой замерзания ниже —60° С. Такое название этот состав получил в связи с тем, что его потребная огнегасящая концентрация (6,7% объемных) в 3,5 раза ниже, чем углекислоты. Состав «3,5» действует почти с одинаковой эффективностью в диапазоне температур ±60° С.

Состав «7». Для ликвидации очага пламени во внутренних полостях двигателей используют состав «7», содержащий 20% бромистого этила и 80% бромистого метилена (СН₂Вг₂). Плотность этой жидкости при температуре 20° С — 2,51 кг/л, температура кипения — 38,98° С, температура замерзания ниже —70° С, огнегасящая концентрация составляет 3% (объемных).

Состав фреона 114В₂. Среди других огнегасящих составов наиболее перспективным является дибромтетрафторэтан (CF₂Вг—CF₂Вг) или фреон 114В₂.

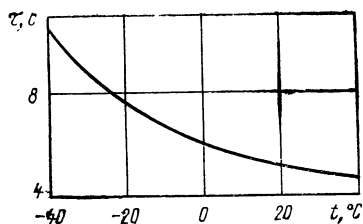


Рис. 2.2. Время разряда огнетушителя в зависимости от температуры

Жидкая углекислота. Длительное время в авиационных системах тушения пожара в качестве огнегасящего вещества применялась жидкая углекислота, из 1 кг которой при нормальных атмосферных условиях образуется 506 л углекислого газа. Последний переходит в жидкость при температуре 0°C под давлением $35,5 \text{ кгс/см}^2$.

Преимущество углекислоты по отношению к другим огнегасящим веществам состоит в том, что она безвредна для любых предметов, подвергаемых ее воздействию. К недостаткам относится ее большая потребная огнегасящая концентрация (23,5% по объему) и уменьшение эффективности при понижении температуры. Так, например, при температуре -40°C время разряда огнетушителя типа ОСУ-4 (вес заряда 5,7 кгс) составляет 11 с, тогда как при температуре $+40^\circ\text{C}$ — 5 с (рис. 2.2). Если учесть сопротивление трубопроводов при разряде баллона, то время выброса заряда при отрицательных температурах достигает 5—18 с.

Обслуживание тросовой проводки

Зазор между тросами и подвижными элементами конструкции допускается не менее 20 мм, а между тросами и неподвижными деталями не менее 10 мм. В местах, где возможно касание соединительных деталей тросов друг о друга или о каркас самолета (вертолета), соединения тросов защищают в кожаные (дюритовые) чехлы. Допускается касание и трение тросов о текстолитовые детали.

Натяжение тросов. При проведении контроля и выполнении регламентных работ периодически проверяют: зазоры между ребрами направляющих роликов тросовых систем и валиками-ограничителями или частями кронштейнов, предохраняющих тросы от соскакивания с роликов (величина зазоров дается в инструкции по эксплуатации); положение тросов в канавках роликов и секторов, где они должны плотно прилегать, а канавки рекомендуется хорошо смазывать; равномерность натяжения тросов проверяется тензосметром. При этом имеют в виду, что оно при разных температурах может быть различным. Например, натяжение троса КСАН-4,5 при температуре 15°C равно 67 кгс, при 30°C — 77 кгс, а при 20°C — 42,5 кгс. Натяжение тросов устанавливают по графикам зависимости натяжения троса от изменения температуры.

Определение натяжения по формуле. При отсутствии графиков натяжения, которое необходимо дать тросу при данной температуре, вычисляют по следующей формуле:

$$p = E F \Delta t (a_d - a_c) \text{ кгс},$$

где a_d , a_c — коэффициенты линейного расширения дюралюминия и стали, $1/^\circ\text{C}$; E — модуль упругости стали, кгс/см^2 ; F — площадь сечения троса, см^2 ; Δt — разность температур между замеряемой и температурой, при которой натяжение троса равно нулю, $^\circ\text{C}$.

Величину натяжения тросов регулируют одновременно тандерами обеих линий, вращая муфты тандеров на одинаковое число оборотов. Винтовая нарезка наконечников тандера должна быть ввернута заподлицо или утоплена

в муфту не более чем на две-три нитки. Это обеспечивает при обслуживании возможность повторной регулировки натяжения тросов.

Трение и люфты в тросовых системах проверяются при безветрии по следующей технологии. При движении троса по ролику последний должен свободно вращаться под небольшим усилием руки. Если ролик не вращается, то может произойти перетирание нитей троса; проверяются продольные и радиальные люфты ролика на оси вращения; продольный люфт устраняется постановкой шайбы на ось, а радиальный — заменой оси вращения. Путем покачивания ролика на оси проверяется выпрессовка подшипника из корпуса ролика; допускается износ ролика по центру канавки на глубину не более половины диаметра троса и по реборде на глубину 0,8—1,5 мм.

Внешним признаком перетирания нитей и нагартовки (наклепа) является потертость и блеск троса. В случае сомнения в прочности такого троса необходимо ослабить тандер и перегнуть трос на поврежденном участке. Дефектные нити будут переламываться. Обрыв отдельных нитей и завершенность проверяются следующим образом: обматывают трос ветошью вблизи направляющего ролика и берут рукой за обмотанный участок, а затем перемещают трос; если в тросе имеются оборванные нити, то они будут цепляться за ветошь. Наиболее вероятен обрыв нитей на изгибах тросов.

Смазка тросов. В целях защиты от коррозии загрязненные тросы протирают ветошью, смоченной в керосине или в бензине Б-70, а затем смазывают по всей длине тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201. Кроме того, рекомендуется перед летней и зимней эксплуатацией тросовую проводку снимать и пропитывать ее пряди путем погружения на 30—60 мин в смесь 30%-ного моторного масла и 70%-ного бензина Б-70. Со временем бензин испарится, а масло, глубоко проникнув в сплетения троса, будет хорошо защищать нити от коррозии и износа.

Предварительная вытяжка дается тросу до того, как он будет поставлен на самолет с целью предупреждения удлинения троса в эксплуатации; она производится после постановки коушей и заплетки концов. При вытяжке один конец троса прикрепляется к неподвижной опоре, а другой к гидравлическому домкрату, с помощью которого тросу дается нагрузка, равная 60% от разрушающей. Нагружение производится постепенно и непрерывно до тех пор, пока его величина не достигнет контрольной, под которой трос остается не менее 3 мин.

Величина предварительного натяжения троса зависит от его назначения, диаметра и указывается в описании конструкции самолета. Например, трос штурвала управления элеронами: Ту-104 — 68 кгс, Ил-18 — 60 кгс. Тросы рулевых машин Ту-104 — 40 кгс, Ил-18 — 65 кгс. Трос управления триммерами руля высоты Ту-104 — 27 кгс, Ил-18 — 40 кгс.

Натяжение тросов проверяется тензометром при температуре 20° С.

Маркировка тросов. Для удобства замены и опознавания тросов применяется маркировка отдельных ветвей тросовой проводки; применяются трафареты, на которых нанесены шифр ветви троса и цветные кольца. Так, например, на самолете Ту-104 шифр ТВА с двумя желтыми кольцами обозначает ветвь троса, отклоняющую триммер руля высоты вверх, а шифр ТВБ с желтым и черным кольцами — ветвь, отклоняющую этот триммер вниз. Трафарет изготавливается из полотна и наклеивается клеем БФ-4 на наконечники троса, после чего покрывается бесцветным лаком.

Обслуживание жесткого управления

При обслуживании управления авиационной техники проверяют состояние рулей, элеронов, триммеров, интерцепторов, соответствие хода штурвала и педалей положению и величине отклонения рулей, крепление и контроль всех узлов и сочленений, а также плавность хода и наличие смазки в трущихся парах.

Большая затяжка соединений управления не допускается, так как при этом увеличиваются силы трения и управление становится тугим. Для оценки состояния управления в процессе эксплуатации производят замер усилий, необходимых для преодоления трения. Допустимая величина силы трения, а также

сроки проведения замеров устанавливаются для каждого типа авиационной техники регламентом технического обслуживания.

При уходе за проводкой жесткого управления проверяют чистоту управления и наличие смазки в узлах соединений, состояние тяг, качалок, шарнирных соединений и роликов направляющих. Все шарнирные соединения смазывают смазкой ЦИАТИМ-201, исключают попадание смазки на тяги, где может осажаться пыль и увеличиваться трение в направляющих.

Зазоры и выработка. При осмотре управления проверяют зазоры между роликами направляющих и тягами, а также убеждаются в отсутствии наката на трубах под роликами и люфтов в шарнирных соединениях тяг. При замере зазора тягу прижимают к двум другим роликам направляющей. Выработка тяг под роликами допускается до 0,3—0,4 мм. При большей выработке тягу необходимо повернуть в направляющих на 180° или заменить новой.

Обслуживание топливной системы

Топливные системы предназначены для подачи необходимого количества топлива к двигателям. Они являются комплексом систем: питания двигателя топливом, дренажа топливных баков, автоматического управления расходом топлива и измерения его количества.

Подкачивающие насосы. Насосы, применяемые для выработки топлива из баков и для создания давления на входе в насос двигателя, получили название подкачивающих насосов летательного аппарата (ПНЛ). ПНЛ проверяют по давлению (где имеются манометры), на слух или по загоранию (погасанию) ламп сигнализации, а также контролируют состояние их уплотнений. Наличие течи топлива из дренажных трубок подкачивающих насосов свидетельствует о нарушении сальниковых уплотнений. Проверяется исправная работа различных кранов (пожарных, перекрывных, перекрестного питания), насосов подкачки и перекачки, сигнализаторов давления и других приборов контроля работы топливных систем.

Обслуживание топливных баков в эксплуатации сводится к периодическому их осмотру. Ненормативностями мягких топливных баков являются: течь их вследствие некачественной склейки стенок баков; отрыв или отслоение от внутреннего слоя накладок (лент крепления) ребер жесткости; трещины внутреннего слоя в результате естественного старения резины, а также разрушения в местах заделки фланцев у заливных горловин, ПНЛ и межбаковых соединений.

Контроль внутренних поверхностей мягких баков осуществляется через монтажные люки. Баки вначале продуваются в течение 20—30 мин сжатым воздухом с целью уменьшения концентрации паров топлива. Работают внутри баков в специальном комбинезоне, мягкой обуви и противогазе с удлиненным шлангом, который выводят наружу топливного бака. При отрицательных температурах окружающего воздуха вследствие уменьшения эластичности резины монтаж и демонтаж мягких баков производят после их предварительного прогрева теплым воздухом с температурой не выше 40—50° С.

Моменты затяжки болтов указываются в инструкциях. Их величина зависит от конструкции баков и диаметра болтов. Например, на самолете Ил-18 затяжка болтов межбаковых соединений производится с моментом 200—250 кгс·см. На самолете Ту-104 момент затяжки болтов крепления фланцев дренажных угольников составляет 50 кгс·см, монтажных люков и другой арматуры — 35 кгс·см.

Проверка бака на герметичность производится путем заливки во всю группу баков топлива с выдержкой в течение 10 ч. Если течи нет, болты крепления крышки монтажного люка контрят и пломбируют, снимают ложную панель, устанавливают съемную панель и опускают самолет на колеса.

Дублирование ПНЛ выражается в установке двух параллельно работающих насосов, каждый из которых обладает производительностью, достаточной для самостоятельного питания двигателей топливом. При совместной работе каждый ПНЛ обеспечивает примерно половину расхода топлива двигателями, что снижает потребный кавитационный запас давления и повышает высоту.

Резервирование ПНЛ состоит в том, что при выходе из строя одного насоса включается в работу другой. Последний для повышения живучести топливной системы может иметь другой тип привода.

Обеспечение надежности при обслуживании и эксплуатации масляных систем

Надежная работа маслосистемы зависит от правильности заправки масла в систему и его кондиционности. При заправке масло должно тщательно фильтроваться через фильтр заправочной воронки с частотой ячеек 5 000—10 000 на 1 см². Заправку производят строго по норме, так как недозаправка может привести к падению давления в системе, а перезаправка — к выбросу масла через дренаж.

Контроль маслофильтров на стружку. Особое внимание уделяют заправке масла при замене его, а также, когда в системе его не было.

В этом случае сначала производят предварительную заправку маслом, а окончательно уровень масла в баке устанавливают после опробования и остановки двигателя. Рекомендуется периодически проверять маслофильтры на наличие на них металлической стружки. При обнаружении в масле стружки или металлической пыли необходимо промыть фильтры бензином, сменить масло в системе и повторно опробовать двигатель.

В случае если снова появится стружка, двигатель к дальнейшей эксплуатации не допускается.

Уход за маслорадиаторами. Необходимо следить за состоянием и креплением воздушно-масляных радиаторов, поддерживать чистоту сот, так как загрязнение сот приводит к ухудшению теплоотвода и к повышению температуры масла. Негерметичность воздушно-масляного радиатора определяется при внешнем осмотре.

В процессе прогрева двигателя подогревателями при низких температурах необходимо следить, чтобы давление не превысило расчетную величину для данного двигателя. Например, поршневой двигатель считается прогретым, если температура масла на входе в него достигла 40° С. При низких температурах следят за состоянием дренажной магистрали, иначе замерзание дренажной магистрали может привести к разрыву масляного бака.

Обслуживание трубопроводов

Трубопроводы служат для соединения агрегатов данной магистрали и подачи жидкости (газа). Они подвергаются деформациям и вибрациям в результате влияния на них частей самолета и двигателя, а также от гидравлических ударов и пульсаций давления жидкости.

Магистраль из жестких трубопроводов должна иметь гибкие участки для снижения вибрационного воздействия..

Жесткие трубопроводы изготавливают из дюралюминия, алюминево-марганцевых сплавов, латуни и стали. Последняя применяется при наличии в магистрали высокого давления (подача топлива к форсункам). Для предохранения от коррозии трубопроводы из алюминево-марганцевых сплавов анодируются, из стали — оцинковываются.

Гибкие трубопроводы (шланги) применяются для соединения жестких трубопроводов или на участках, где затруднен монтаж.

При монтаже труб избегают возвышений, в которых мог бы скапливаться воздух, а также прогибов, препятствующих выработке и сливу жидкости из магистрали.

Малый радиус изгиба трубы увеличивает гидравлические сопротивления и концентрацию напряжений.

Выполняют изгиб труб так, чтобы радиус изгиба (до оси трубы) был не менее трех ее наружных диаметров. В местах, где нельзя изогнуть трубопровод, ставят угольники.

Толщина стенки трубопровода не должна быть меньше 1 мм для труб из алюминиевых сплавов и 0,5 мм — из стали. Расчетные размеры диаметра и толщины стенки трубы уточняют по размерам, указанным ГОСТ 1947—56 на трубы из алюминия и алюминиевых сплавов и ГОСТ 8734—58 на трубы стальные бесшовные холоднодеформированные и холоднотянутые.

Отбортовка. Обращается внимание на то, что трубопроводы были закреплены к элементам конструкции планера специальными колодками или хомутами с прокладками из резины, кожи или фетра. Плохое крепление трубопроводов может явиться причиной их разрушения вследствие усталости материала или перетирания о детали планера.

Места прохода трубопроводов через перегородки должны быть отбортованы, а трубы на этом участке обшиты кожей (дерматинном) или защищены от перетирания резиновыми прокладками.

Монтаж без натяга. При замене жестких трубопроводов следят, чтобы длина и конфигурация их обеспечивали установку и присоединение трубопроводов без натяга. В свободном состоянии между торцами ниппельного соединения должен быть небольшой (0,5—1,0 мм) зазор. Признаком правильного соединения трубопроводов является совпадение оси ниппеля с осью штуцера, при этом развальцованная часть трубопровода стыкуется с конусной поверхностью штуцера, а накидная гайка трубопровода наворачивается на штуцер от руки не менее чем на 2/3 длины резьбы.

Устранение течи. Запрещается устранять течь жидкости в резьбовом соединении большим затягиванием гаек. Если после дотягивания гаек течь не прекращается, то выясняют причину неисправности и устраняют ее. При низких температурах окружающего воздуха подтягивание соединений и резиновыми соединениями производят только после подогрева их теплым воздухом. Трубопроводы не должны иметь резких изгибов и вмятин, могущих послужить причиной несоосности соединения.

Металлизация. Для хорошего электрического контакта соединяемых трубопроводов и предохранения от скопления в них зарядов статического электричества следят за надежностью контакта металлизации каждого дюритового соединения. Для этого обращают внимание, чтобы на дюритовых трубках под хомутами проходила полоска алюминиевой фольги, концы которой должны быть загнуты под дюритовую трубку для соприкосновения с металлическими трубками, очищенными в этих местах от лакокрасочного покрытия или анодной пленки.

Коррозионные поражения трубопроводов

Основными видами коррозионных поражений трубопроводов являются: **коррозионные поражения внутренней поверхности трубопроводов** при наличии в рабочей жидкости (газа) коррозионноактивных компонентов и примесей. Особенно много таких дефектов наблюдается при эксплуатации гидросистем на спиртоглицериновых смесях. С переходом на масло АМГ-10 случаи образования коррозии на внутренней поверхности трубопроводов гидросистем прекратились. В системах, где в качестве рабочего тела используется воздух, имеются благоприятные условия для возникновения коррозии на внутренней поверхности трубопроводов. Особенно это характерно для низкорасположенных точек системы, где могут скапливаться влага, пыль, металлическая мелкая стружка и другие посторонние вещества. Здесь обычно образуются очаги коррозии. Поэтому при обслуживании необходимо регулярно продувать воздухом трубопроводы воздушных систем на указанных участках. При этом требуется соблюдать меры предосторожности, чтобы не допустить повреждения антикоррозионного покрытия внутренней поверхности трубопроводов;

коррозионные поражения наружной поверхности трубопроводов с образованием сквозных раковин или раковин различной глубины.

Как правило, очагами возникновения коррозионных раковин служат участки с поврежденным защитным покрытием и места скопления грязи и других коррозионных веществ. Загрязненные участки служат зонами конденсации влаги, что создает благоприятные условия для возникновения химической или электрохимической коррозии материала трубопроводов.

В практике имели место случаи образования очагов коррозии и сквозных раковин (свищей) в стенках трубопроводов (материал — сплав АМгМ), обшитых пористым текстолитом.

Основной причиной появления такого дефекта является коррозионноактивная среда, возникшая при взаимодействии атмосферной влаги с ионами хлористого натрия, которым обрабатывается текстолит.

Для предотвращения коррозионного поражения трубопроводов следят за сохранностью их защитных покрытий, а также за тем, чтобы на трубопроводы, особенно в местах их крепления, и под защитную обшивку трубопроводов не попадала влага. Для этого плотно закрывают все крышки люков, тщательно укрывают самолет чехлами, своевременно прочищают дренажные отверстия и т. д.

Защитные покрытия трубопроводов оберегают от повреждения, от попадания на них кислот и щелочей, а пораженные участки покрытия своевременно восстанавливают.

Дефекты трубопроводов, вызванные неправильным обслуживанием

Повреждение лакокрасочного покрытия трубопроводов в процессе их демонтажа и монтажа, а также при монтаже и демонтаже агрегатов и деталей, размещенных вблизи трубопроводов, вследствие неосторожного обращения с инструментом.

Резкие перегибы (надламывание) трубопроводов, допущенные в процессе их демонтажа и монтажа; аналогичные перегибы трубопроводов образуются также из-за наличия в них монтажных напряжений.

Нанесение на трубопроводы вмятин, царапин и других повреждений вследствие небрежного обращения с инструментом в процессе выполнения монтажно-демонтажных работ.

Смятие трубопроводов вследствие неправильного подбора отбортовочных колодок (диаметр выемок колодок меньше диаметра трубопровода).

Скручивание трубопроводов в процессе затягивания ниппельного соединения и др.

Большинство из перечисленных дефектов является следствием небрежного обращения обслуживающего персонала с инструментом в процессе выполнения монтажно-демонтажных работ. Сопутствующим фактором служит эксплуатационное несовершенство технологичности систем, затрудненный подход к агрегатам или к соединениям трубопроводов.

Фиксация соединения. Ряд дефектов является следствием неправильного монтажа и демонтажа трубопроводов. В частности, частым дефектом является скручивание трубопроводов, которое возникает в том случае, когда затягивание накидной гайки ниппельного соединения осуществляется без фиксации штуцера агрегата или переходника другим ключом.

Как правило, штуцера или переходники, поставленные и закрепленные в агрегате (конструкции) в предшествующие монтажу трубопроводов сроки, в процессе работы получают некоторое ослабление затяжки и поэтому имеют возможность проворачиваться вместе с накидной гайкой, ниппелем и трубкой при затягивании ниппельного соединения. Необходимо поэтому во всех случаях при затягивании ниппельного соединения фиксировать штуцер вторым ключом.

Деформация деталей соединения. При неточной подгонке конической части трубопровода к конусу сочленяемого штуцера (перекос) возникает негерметичность соединения, которая не устраняется даже при попытке дополнительного завертывания накидной гайки. В то же время чрезмерное затягивание накидной гайки обычно ведет к деформации деталей соединения.

Обеспечение надежности при техническом обслуживании и эксплуатации воздушных систем

Воздушная система подзаряжается сжатым воздухом от аэродромных баллонов воздухозаправщиков и от воздушного компрессора, при этом, как правило, в систему попадает влага, которая может создать закупорку магистралей ледяными пробками, а также вызвать коррозию агрегатов. С целью предупреждения попадания влаги в систему применяют профилактические меры.

Перед зарядкой от аэродромного баллона рекомендуется сначала наклонить баллон штуцером вниз, отвернуть вентиль, чтобы выдуть конденсат, затем присоединить к баллону зарядный шланг и продуть его воздухом из баллона. При зарядке сети держать вентиль баллона повыше, чтобы оставшийся конденсат находился в баллоне.

После каждого длительного полета также сливают конденсат из фильтров-отстойников системы, а зимой это делают чаще.

Контроль баллонов Котлонадзором. Периодически в установленные инструкцией по эксплуатации сроки все воздушные баллоны обязательно подвергаются проверке инспекцией Котлонадзора и производится их клеймение. В клейме, кроме общих данных о баллоне, указывается месяц и год проверки баллона и год последующей проверки. По истечении срока, определенного на клейме, баллоны (наземные и установленные на летательных аппаратах) эксплуатировать категорически запрещается, и они снова подлежат переосвидетельствованию.

Уход за системой. Для предотвращения пересыхания кожаных уплотнений силовых цилиндров периодически вводят в цилиндры спиртоглицериновую смесь, а также следят за отбортовкой трубопроводов и герметичностью системы. При плохой отбортовке элементов системы появляются недопустимые вибрации и как следствие трещины на трубопроводах.

В случае превышения допустимых норм утечки (указываются в инструкции по эксплуатации) осматривают и прослушивают соединения или проверяют их с помощью мыльной воды, а в зимнее время мыльным бензином.

При наличии резиновых мембран в воздушных редукторах постоянного давления в случае сильных морозов может повыситься редуцированное давление вследствие повышения жесткости мембран. Если же повышение давления превысит допустимую величину, то перед полетом прогревает редуктор горячим воздухом от аэродромного подогревателя до получения нормального давления.

Ремонт баллонов (пересадка башмаков и колец для колпачков) и вентиля выполняется на заводах-наполнителях или в специальных мастерских. Вентиль после ремонта, связанного с его разборкой, обязательно проверяется на герметичность при рабочем давлении.

Вентили (штуцера, заглушки), ввертываемые в баллоны, должны быть исправны. Хвостовик вентиля предварительно смазывают глетом, замешанным на чистой воде (без масла, жиров и других загрязнений). Применять в качестве уплотнителя паклю, пеньку, ветошь и другие горючие материалы категорически запрещается.

На вентиле, плотно ввернутом в горловину баллона, должно оставаться 2—5 запасных ниток резьбы. Очистку, окраску и ремонт наполненных газом баллонов и сосудов производить не разрешается.

Обслуживание авиационной техники в условиях низких температур

Низкие температуры уменьшают прочность и износостойкость некоторых материалов. Так, например, резина покрышек и камер колес шасси, мягких баков, герметизации выводов тяг управления, манжет, дюритовых соединений, прокладок и т. п. при температурах —35° С и ниже значительно теряет свои упругие свойства и прочность, что приводит к нарушению герметичности воздушных, гидравлических и других систем, отказам агрегатов, к нарушению герметичности кабин, отсеков и др.

Особенности подтяжки соединений. Негерметичность систем наблюдается при температурах ниже —10° С и отсутствии рабочего давления в системах. Уплотнения из резины в этом случае находятся под воздействием статического давления жидкости, недостаточного для их деформации и создания требуемого контакта на поверхностях соприкасаемых деталей. Поэтому подтяжку соединений для устранения течи при отрицательных температурах производят только после предварительного подогрева их теплым воздухом.

Увеличение напряжений и зазоров. Резкие колебания температуры оказывают неблагоприятное воздействие на механизмы из разнородных материалов. Детали этих механизмов из-за различных коэффициентов линейного и объемного расширения по-разному изменяют свои размеры, что вызывает увеличение напряжений или появление больших зазоров в сочленениях.

Снег, попавший между колодками и тормозными барабанами, при вырубании тает от нагрева и в полете возможно образование ледяной корки, вызывающей отказ тормозов при посадке. Для предупреждения таких явлений после

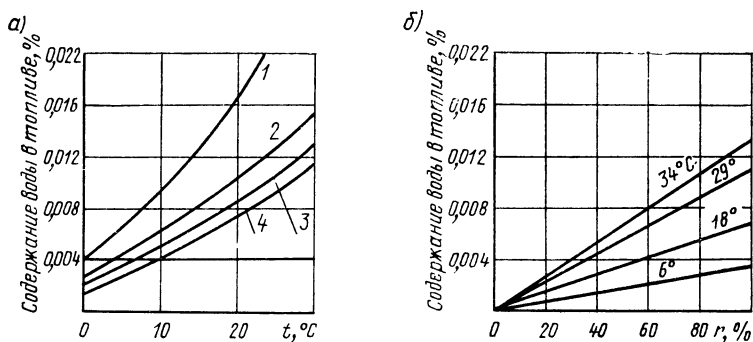


Рис. 2.3. Зависимость содержания растворенной воды в авиационных топливах от температуры (а) и относительной влажности r воздуха (б):

1 — бензин; 2 — топливо типа широкой фракции; 3 — облегченный керосин; 4 — керосин

сильных снегопадов и метелей колеса рекомендуется продувать сжатым воздухом или прогревать.

Процесс образования кристаллов льда. При обслуживании топливной системы возникает необходимость в тщательном контроле качества топлива, которые обладают способностью поглощать из воздуха влагу, а количество растворенной в топливе воды зависит от температуры и относительной влажности воздуха.

Появление кристаллов льда в топливе может происходить также и в результате осыпания инея со стенок баков, когда последние не полностью заправлены топливом. При этом количество инея будет тем больше, чем меньше топлива в баках, т. е. чем больше свободная внутренняя поверхность баков. Конденсация влаги вследствие понижения температуры происходит также и на поверхности охлажденного топлива. Причем влага не сразу замерзает, а вначале распространяется в топливе и только через некоторый промежуток времени, когда она значительно охладится, начинается процесс кристаллизации с образованием льда (рис. 2.3).

Применение топлива, содержащего кристаллы льда, приводит к закупорке топливных фильтров и к прекращению подачи топлива в двигатель. Для предупреждения образования в топливе кристаллов льда применяются различные способы. Наиболее широкое распространение получил этилцеллозольв (условное наименование жидкость «И»).

Жидкость «И» (этилцеллозольв) и ТГФ

Этилцеллозольв (жидкость «И») — бесцветен, обладает слабым эфирным запахом, закипает в пределах 128—138° С, имеет плотность при 20° С, равную 0,93—0,95 кг/л. Количество этилцеллозольва, добавляемого к топливу, зависит от длительности полета летательного аппарата и температуры окружающего воздуха и составляет 0,1—0,3% (по объему). Эффективность его действия в топливе сохраняется в течение длительного времени (до одного года) при условии тщательного предохранения топлива от попадания влаги.

Смешение топлива с этилцеллозольвом производится на складах горючего в аэропортах. Количество его подсчитывается по формуле

$$V_{\text{эт}} = n \frac{V_{\text{т}}}{100} \text{ л,}$$

где $V_{\text{эт}}$ — количество этилцеллозольва; n — концентрация этилцеллозольва в топливе, % (по объему); $V_{\text{т}}$ — количество топлива в цистерне, л.

Перед добавлением этилцеллозольва к топливу рекомендуется вначале составить его концентрат, руководствуясь тем, что этилцеллозольв хорошо растворяется в топливе до 5%.

Подсчитанное по приведенной формуле количество этилцеллозольва заливают в топливозаправщик, заполненный топливом, и затем перемешивают в течение 15—20 мин и до тех пор, пока содержимое проциркулирует через насос не менее 2 раз.

Время, потребное для перемешивания, подсчитывают по эмпирической формуле

$$\tau = \frac{2V}{W} \text{ мин,}$$

где V_T — объем топлива в резервуаре, л; W — производительность насоса, л/мин.

Опыт эксплуатации самолетов, заправленных топливом с жидкостью «И», показывает высокую ее эффективность, сохранение нормальной работы двигателя и не вызывает коррозии его деталей.

Жидкость ТГФ. Среди других присадок применяется тетрагидрофуруровый спирт (жидкость ТГФ), который рекомендуется применять наравне с этилцеллозольвом и в тех же соотношениях.

Консервация и хранение планера

Консервация планера представляет собой комплекс работ, выполняемых с целью защиты ее от вредного воздействия атмосферных условий. В зависимости от условий хранения консервацию авиатехники производят, руководствуясь техническим регламентом соответствующего типа самолета. Перед постановкой авиатехники на хранение ее обслуживают в соответствии с налетом к моменту начала хранения, но в объеме, не меньшем послеполетного технического обслуживания.

Защитные работы. Детали планера, не имеющие защитного покрытия, а также трущиеся поверхности, очищают от пыли, влаги, грязи и покрывают тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201 или техническим вазелином УН. На воздухозаборники двигателей, выхлопные трубы, входные и выходные каналы воздухо-воздушных радиаторов, приемники статического давления, заборники дренажных трубопроводов, входные туннели маслорадиаторов устанавливают заглушки. Производят стопорение рулей и элеронов. Затем зачехляют фюзеляж, хвостовое оперение, крыло, силовые установки, воздушные винты, колеса ног шасси. Топливная и гидравлическая системы при хранении содержатся в заправленном состоянии. Это обеспечивает лучшую сохранность резиновых уплотнений и мягких топливных баков.

В сухую теплую погоду открывают двери, люки и проветривают летательный аппарат, удаляют старую смазку с шарнирных соединений, амортизационных стоек шасси, штоков цилиндров, замков шасси и наносят новую.

При подготовке авиатехники к эксплуатации после хранения сроком до одного месяца производят послеполетное техническое обслуживание и заменяют смазку на трущихся поверхностях; устанавливают ранее снятое оборудование, производят расконсервацию двигателей с последующим запуском и опробованием (работы выполняют в соответствии с техническим регламентом данного типа самолета). Если авиатехника находится на хранении сроком до трех месяцев, то дополнительно выполняют очередные регламентные работы и производят облет (либо руководствуются соответствующими документами по вопросам сбережения авиатехники).

Сбережение и обслуживание резинотехнических изделий

Уход за резинотехническими изделиями: мягкими баками, шлангами, уплотнениями заключается в предотвращении вредных последствий и разрушений резины.

Факторы, вызывающие старение резины. Старение резины снижает технические свойства и происходит под длительным воздействием озона и кислорода

воздуха, света, тепловых излучений, влаги, многократных и переменных напряжений сжатия и растяжения, трения об элементы конструкции и о рабочую среду. Старение резиновых изделий замечается по трещинам на их поверхностях, оно вызывает потерю уплотняющих свойств и снижает прочность и сопротивляемость износу. Худшим является озонное старение, увеличивающее глубину трещин. В весенне-летний период процесс старения резинотехнических изделий ускоряется из-за повышения температуры. Например, повышение температуры наружного воздуха на 10°C увеличивает скорость старения в 2 раза, но и низкие температуры также приводят к потерям эластичности резины и нарушениям герметичности уплотнений.

Профилактика для резинотехнических изделий. Для предупреждения старения резины предохраняют изделия от прямого воздействия световых лучей, изменения температуры, попадания горюче-смазочных веществ, кислот, влаги, а также оберегают от ударов и порезов. Резинотехнические изделия хранят в специальных помещениях при температуре $5\text{--}25^{\circ}\text{C}$ и влажности $40\text{--}65\%$, при этом изделия припудривают тальком и не допускают касания их друг о друга. Мягкие топливные баки необходимо также предохранять от старения. Установлено, например, что баки, наполненные топливом, стареют медленнее, так как уменьшается время воздействия воздуха на стенки. Поэтому баки самолетов (вертолетов), находящихся на хранении или летающих часто с неполной заправкой топливом, рекомендуется периодически заполнять топливом полностью.

Браковочные признаки мягких топливных баков. Баки снимаются с эксплуатации независимо от срока службы, если они имеют разрушение протектора на площади, превышающей 50% внешней поверхности; проколы и порезы внутреннего слоя; трещины внутреннего слоя; расслоение швов внутреннего слоя и отслоение арматуры; обрыв элементов крепления; порывы и отслоение наружного слоя.

На баках допускается устранять только мелкие трещины на внешнем слое, склеивая их, например, клеем КР-5-18Р.

Типы применяемых шлангов. В зависимости от назначения и условий работы применяют шланги с нитяными оплетками для низкого и среднего давления от 15 до 100 кгс/см^2 ; с металлическими оплетками для высокого давления от 100 до 250 кгс/см^2 .

Кроме того, шланги разделяют на три типа в зависимости от жидкости, для которой они предназначены.

Шланги типа «У» предназначены для масел АМГ-10, МВП, спирто-глицериновой смеси, топлив Т-1, ТС-1, Т-2, бензина, трансформаторного масла и масла «Велосит». Они могут работать в диапазоне температур от -55° до $+100^{\circ}\text{C}$.

Шланги типа «М» используют для масел МК-22, МС-20 и других, могут работать при температуре от -40° до $+100^{\circ}\text{C}$.

Шланги типа «В» — для воздушных систем, могут работать при температурах от -55° до $+55^{\circ}\text{C}$.

Критерии монтажа и обслуживания. Перед установкой на самолет шланги проверяют на герметичность под давлением, равным $1,25$ рабочего давления с выдержкой в течение 5 мин. Правильный монтаж шланга обеспечивается при отсутствии скручивания, натяга, смятия и резких перегибов или касания о детали конструкции. Вновь установленные шланги проверяют на герметичность в течение 8—10 мин при работающих системах, т. е. под рабочим давлением. При этом не допускается течи, отпотевания или травления воздуха как по телу шланга, так и в заделке наконечника. Отпотевание шланга в заделке при низких температурах может явиться следствием временной потери эластичности резины, поэтому необходимо такой шланг подогреть теплым воздухом или прогреть гидросистему при работающем двигателе. Если отпотевание исчезло, то шланг считают исправным.

В случае свертывания наконечника (что определяется по смещению меток, нанесенных белой или красной краской на шланге и наконечнике) шланг рекомендуется заменить.

Браковочные признаки шлангов: выход шланга из заделки в наконечник; смятие шланга и скручивание граней накладных гаек ниппелей; выступание нитей оплетки из-под внешнего слоя; отслаивание, выпучивание и вздутие рези-

нового слоя; потертости, порывы и другие повреждения внешнего тканевого или резинового слоя.

Шланги, имеющие на наружном резиновом слое сетку трещин глубиной до металлической оплетки, считаются исправными.

Контроль за состоянием уплотнительных деталей — колец круглого и прямоугольного сечений, манжет, профилей, прокладок и т. п. должен быть систематическим. При монтажных работах агрегатов их уплотнительные детали заменяют новыми, но до этого их предварительно проверяют с помощью лупы. При обнаружении разрывов, глубоких рисок, царапин, сетки трещин и других дефектов уплотнительные детали бракуют. Осторожно обращаются с уплотнительными деталями в процессе монтажа, чтобы не допустить срезания их рабочих кромок об острые края агрегатов или перекручивания.

Меры безопасности при обслуживании авиационной техники

В процессе обслуживания авиационной техники в случае неграмотного или небрежного выполнения работ обслуживающий персонал может получить тяжелые травмы. Поэтому к работам на авиатехнике допускаются только авиационные специалисты, хорошо знакомые с ней и знающие меры безопасности, необходимые при ее обслуживании. Следует помнить, что из-за ограниченных доступов к деталям и агрегатам авиатехники при небрежном пользовании инструментами возможны травмы рук и повреждение техники.

Агрессивность спецжидкостей. На авиатехнике применяются специальные жидкости и газы, агрессивно действующие не только на кожу, но и на весь организм человека, некоторые из них взрывоопасны, поэтому при заправке ими систем необходимо принимать меры безопасности, изложенные в инструкции по эксплуатации или в специальных брошюрах.

Пролитые топлива, масла и спецжидкости, испаряясь, оказывают вредное воздействие на людей и создают угрозу пожара при случайном воспламенении. Залитые ими места нужно немедленно засыпать чистым сухим песком, который после впитывания жидкости удаляют. Места, залитые этилированным бензином, обрабатывают хлорной известью или другими дегазационными веществами.

Опасные зоны. При работе на авиатехнике, имеющей вращающиеся, несущие или создающие тягу винты, попадание в зону вращения винта опасно для жизни. Опасно также находиться вблизи всасывающих каналов, работающих ТРД или в районе действия реактивной струи с большой скоростью и высокой температурой газового потока.

Перед осмотром и выполнением работ по системе управления летательного аппарата (ЛА) на штурвальной колонке или ручке управления закрепляется табличка с надписью «Управление не трогать». При скорости ветра (направленного сбоку или сзади самолета) выше 12 м/с рули и элероны не расстопоривают.

При обслуживании высокорасположенных частей ЛА применяют только исправные и необледеневшие лестницы и стремянки, имеющие надежно огражденные рабочие площадки. После установки лестниц и стремянок принимают меры, исключающие их самопроизвольное перемещение и скольжение по обледеневшему грунту. Работать на крыле и стабилизаторе можно только с использованием страховочных приспособлений и в специальной мягкой, не скользящей обуви.

При выполнении работ в кабинах перед началом работ для предупреждения случайного складывания шасси и самопроизвольного включения электрических агрегатов проверяют: установлены ли предохранительные чеки на все пиромеханизмы катапультируемых сидений; находятся ли переключатели кранов выпуска шасси и закрылков в нейтральном (выключенном) положении; выключены ли переключатели электроцепей, соединяющих источники электроэнергии с бортовой сетью, и др.

Не допускается посадка в кабину с инструментом и посторонними предметами в карманах, так как их потеря может привести к заклиниванию управления ЛА в полете.

При монтажно-демонтажных работах предусматриваются специальные сортовики для укладки болтов, винтов и других крепеж-

ных деталей, исключающих их потерю в процессе работы. Ящики, как правило, подвешивают с внешней стороны кабины в удобном для работы месте.

Меры безопасности при подготовке к запуску, запуске и опробовании двигателей. Перед запуском двигателя обычно проверяют: наличие противопожарных средств вблизи и на борту авиатехники; установку ЛА на стояночный тормоз, а под колеса основных ног шасси — упорные колодки; убрано ли все наземное оборудование от двигателей и ЛА, а также очистку площадки перед воздухозаборником или под воздушным винтом от мусора, мелких камешков, песка, снега и льда; закрыты двери и люки. Обслуживающий персонал направляют в безопасное место вне плоскости вращения воздушного винта и зоны воздушной (газовой) струи.

На самолетах с воздушными винтами иногда появляется необходимость в проворачивании винта для последовательной заливки пусковым топливом цилиндров. При этом принимаются меры предосторожности, чтобы проворачивание винта не привело к неожиданному запуску двигателя. Во избежание несчастных случаев предусмотрена система последовательно подаваемых команд лицами, проворачивающими винт и находящимися в кабине. Винт самолета проворачивают при выключенном зажигании специальным приспособлением, исключающим нахождение человека в плоскости его вращения.

Защита от шума. Работающие авиационные двигатели являются источником больших шумов, поэтому для предохранения органов слуха от повреждения все регулировочные работы, как правило, выполняют в шлемах.

Во время контроля факеления форсунок на работающем ГТД самолет по возможности разворачивают так, чтобы струя газов сносилась в сторону боковым ветром, кроме того, проверяющий обязательно пользуется защитным прозрачным козырьком (либо очками).

Предупреждение пожара. Во избежание возникновения пожара запрещается на работающем двигателе производить промывочные работы или раконсервацию легковоспламеняющимися жидкостями.

При появлении дыма в кабине двигателя немедленно выключают и определяют неисправность. До тех пор, пока причины дымления не будут точно установлены и неисправность не устранена, двигатель не запускают.

Если опробование двигателя производится со снятой хвостовой частью самолета или со снятыми капотами мотогондол, во избежание ожогов рук не следует дотрагиваться до нагретых деталей двигателя: камер сгорания, корпусов турбин, реактивного насадка, фланцев реактивной трубы, диффузора форсажной камеры и т. д.

Границы опасной зоны. Во время работы двигателя обслуживающему персоналу не следует находиться в опасной зоне, впереди и сзади самолета. Граница опасной зоны устанавливается для каждого типа самолета индивидуально в зависимости от расположения двигателей, их тяги, наличия форсажных камер и конструкции воздухозаборников. Чем ближе находится человек к воздухозаборнику самолета при работающем двигателе, тем сильнее действуют на него засасывающие усилия.

При опробовании двигателя обслуживающему персоналу запрещается находиться на самолете вне кабины или производить какие-либо работы, не связанные с опробованием двигателя.

Меры безопасности при проведении работ с шасси и щитками. Установка самолета по подъемникам. Подъемники, на которые устанавливаются самолеты для выполнения работ с шасси, должны быть исправными. Устанавливать их необходимо опорами под специально предусмотренные детали конструкции самолета. Поднимать самолет на подъемники можно только после проверки их крепления на поверхности земли (особенно зимой). Невыполнение этих условий может привести к деформации конструкции и падению самолета.

Работы, проводимые по командам. Проверочные работы по уборке и выпуску шасси, а также щитков (посадочных и тормозных) проводят по предупредительным командам: «От шасси!»; «От щитков!» и др. При этом уборку и выпуск шасси и щитков производить только после получения ответной команды «Есть от шасси» или «Есть от щитков».

При работе в отсеке тормозных щитков во избежание их неожиданной уборки предварительно стравливают давление в гидросистеме и отключают электропи-

тание, а переключатель щитков устанавливают в положение «Выпущено». При наличии крана кольцевания системы тормозных щитков вначале открывают кран, а затем проводят работы в зоне выпущенных щитков. Неожиданная уборка или выпуск шасси и щитков и других механизмов может привести к травмам.

При убрании шасси и нахождении авиационной техники на подъемниках не допускается проведение каких-либо работ, не связанных с контролем за работоспособностью и плотностью прилегания щитков шасси.

Порядок стравливания азота (воздуха) из шасси. Давление азота (воздуха) из амортизаторов шасси стравливают с помощью специальных приспособлений и ни в коем случае не выворачиванием корпуса зарядного клапана, так как под давлением корпус может с большой скоростью вылететь из гнезда и нанести телесные повреждения.

Зарядку авиашин колеса шасси производят от аэродромных баллонов и только через специальное приспособление с манометром, предварительно убедившись в надежности посадки съемной реборды. Несоблюдение этих мер может привести к разрушению колеса и физическим травмам.

Меры безопасности при замене двигателя. Предварительные проверочные работы. Во избежание падения крана с двигателем и увечий личного состава ручками лебедок до проведения работ необходимо проверить: установлена ли стрела крана в положение, соответствующее весу двигателя; целы ли тросы поднятия стрелы крана и поднятия груза; надежно ли работают механизмы, стопорящие систему подъема от проворачивания в противоположную сторону под действием веса ГТД.

Подвеску двигателя к крюку крана осуществляют только за специальное и исправное приспособление, закрепленное за все предусмотренные для данной конструкции двигателя точки подвеса.

Во избежание разрушения трубопроводов, шлангов и тяг управления и раскочки двигателя, прежде чем поднять его, необходимо проверить, отсоединены ли они от двигателя.

Личному составу запрещается находиться под поднятым на стреле крана двигателем, так как это опасно для жизни. А при перемещении кранов вручную следует избегать касания стрелой крана о провода электролиний.

Меры безопасности при работе с баллонами, наполненными сжатыми газами. Во избежание разрывов нельзя пользоваться аэродромными или самолетными баллонами, наполненными сжатыми газами, у которых истекли сроки проверки Котлонадзором, а также ударять баллоны при погрузочно-разгрузочных работах.

Резкое открытие вентилей баллонов может привести к динамическому разрушению элементов заправочных систем или к воспламенению в кислородных системах. Для предотвращения взрыва кислородных баллонов необходимо пользоваться только обезжиренным инструментом и работать в перчатках.

Перед отсоединением шланга от штуцера заправки систему предварительно перекрывают вентилем и стравливают давление из шланга, так как при несоблюдении этого требования возможны поломки бортового штуцера и нанесения травм и повреждений наконечником шланга при истечении из него газа.

Меры безопасности при работе с радиотехническим оборудованием. Перед началом работ необходимо ознакомиться с предупредительными надписями, например, «Запрещается производить съемку или установку блоков станций без предварительного отключения ее от источников электропитания», так как в некоторых блоках поддерживается напряжение более 10 000—15 000 В.

Следует помнить, что длительное пребывание в зонах излучения антенн радиотехнических станций вредно для здоровья.

Правила работы в топливных баках. При обслуживании топливной системы наибольшую опасность представляют работы, связанные с пребыванием людей в топливных баках. Их могут выполнять только мужчины не моложе 18 лет, допущенные к этому медицинской комиссией и прошедшие инструктаж по безопасности.

Подготовка баков. Перед началом работ бак освобождают от топлива и продувают сжатым воздухом не менее 30 мин. При наличии в баке даже незначительного количества топлива работа внутри него не допускается. Работающий в топливном баке должен иметь чистую спецодежду и обувь, а также

пользоваться шланговым противогазом, приемный конец которого выводится в зону чистого воздуха за пределы бака. Использование фильтрующих противогазов и кислородных приборов любой конструкции, как и работа без шлангового противогаза, категорически запрещается.

Запрещается иметь при себе при работе в баке зажигалку, спички, горючие вещества, продукты питания и искрообразующий инструмент. Применяется только омедненный инструмент, не имеющий острых кромок и укладываемый на мягкий коврик.

Освещение в баке. Для освещения внутри топливного бака применяется лампа взрывобезопасного типа, питающаяся от сети с напряжением 24—36 В. Включение и выключение ее производится только вне бака. Конструктивное оформление вилки шнура должно исключать возможность включения лампы в розетку с напряжением сети 110 В и выше. Применение оголенных проводов вместо вилки не допускается. Провода не должны касаться влажных или горячих поверхностей. Если применяется понижающий трансформатор, то он должен находиться вне бака. При обнаружении неисправности лампы, шнура или трансформатора работу немедленно прекращают.

Страхование работающего. Во время работы в баке около люка должен присутствовать специалист, следящий за работающим в баке и готовый оказать ему помощь. Если работающий почувствует под маской запах топлива, он должен немедленно выйти из бака и доложить об этом старшему. Продолжение работ разрешается только после устранения причин проникновения паров топлива под маску.

Продолжительность работы. Рабочий день при работе внутри баков не должен превышать 6 ч. При температуре внутри топливных баков менее 25° С в них работают циклами по 30 мин с часовым перерывом между ними. При температуре от 25 до 40° С время работы в баке сокращается до 15 мин с сохранением продолжительности отдыха. При температуре внутри топливных баков выше 40° С работа в них запрещается. Удлинять время работы в топливном баке и сокращать перерывы отдыха нельзя ни при каких обстоятельствах.

Меры безопасности при заправке топливом и маслом. При заправке топливом и маслом заправочные машины, самолет и заправочные пистолеты заземляют, чтобы исключить возможность искрообразования за счет зарядов статического электричества, возникающего при движении топлива по шлангам. Заправочные машины устанавливают таким образом, чтобы удаление их от самолета в случае необходимости происходило по прямой линии без дополнительного маневра. Выхлопные газы двигателей заправочных машин не должны попадать на детали летательного аппарата. Самолет при заправке должен быть обесточен, если это требуется инструкцией по обслуживанию данного типа самолета.

2. ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ШАССИ САМОЛЕТОВ

Служебные характеристики пневматиков колес шасси

Пневматик состоит из покрышки и камеры. Находят применение и бескамерные пневматики.

Устройство. Для увеличения прочности, жесткости и износоустойчивости покрышка выполняется многослойной. Наружный слой (протектор) выполнен из вулканизированной резины; по внешней поверхности он имеет профилированный рисунок (углубления) для создания сопротивления боковому скольжению. Внутренняя часть покрышки (корд) состоит из многих слоев прорезиненных нитей без утка и изготавливается из хлопчатобумажных или синтетических высокопрочных нитей.

Нагрузка и сплющивание. Нормальная нагрузка от земли на пневматик уравнивается в основном действием избыточного давления воздуха изнутри пневматика на контактную площадь, образующуюся в результате сплющивания пневматика. Элементы покрышки, ближайшие к земле, изгибаются и сжимаются, остальные ее участки работают в основном на растяжение. Габариты колес характеризуются отношением $\frac{B}{D}$ (где B — ширина, а D — диаметр покрышки).

Т а б л и ц а 2.1

Типы колес, внутреннее давление и скорость отрыва при взлете

Тип колеса	Предельные $p_{0\max}$, атм	Предельные $V_{отр}$, км/ч	Свойства и условия применения
Баллонное	2—4	150	Применяются на легких самолетах; имеют хорошую проходимость, обжимаемость и большие размеры пневматиков
Полубаллонное	5—7	200	Увеличенное В/Д, хорошая проходимость по грунту
Арочное	7	300	Покрышка повышенной жесткости. Применяемы на твердых грунтовых ВПП
Среднего давления	6—10	300	Обладают большим обжатием, работоемкостью и проходимостью
Высокого давления	12—20	400	Для ВПП с искусственным покрытием
Сверхвысокого давления	22 и выше	450	Для аэродромов с большой толщиной покрытия. Для сильнонагруженных шасси скоростных самолетов. Покрышки с большим числом слоев корда повышенной прочности

Типы, давление, энергия. Авиационные колеса по типу применяемых пневматиков делятся на баллонные, полубаллонные, арочные, среднего, высокого и сверхвысокого давления. В табл. 2.1 приведены предельные значения внутреннего давления $p_{0\max}$ и скорости взлета $V_{отр}$, а также указаны свойства и условия применения разных типов колес.

Увеличение скоростей взлета и посадки и рост нагрузок на колеса вызвали необходимость повышения $p_{0\max}$ и увеличения числа слоев и прочности корда пневматика. Энергия, затрачиваемая на обжатие пневматика, переходит в потенциальную энергию сжатия воздуха (основная часть) и упругой деформации покрышки (меньшая часть).

Арочные пневматики имеют большую жесткость изгиба, чем другие.

Обеспечение проходимости. При подборе колес на авиатехнику, применяемых на грунтовых ВПП, учитывают требования проходимости по грунту — способности трогания с места на тяге своих двигателей и движения по аэродрому без образования глубокой колеи. Для обеспечения проходимости давление в пневматиках не должно быть выше 3—3,5 атм для мягкого и мокрого грунта, 5—6 атм для сухого грунта.

Старение и прочность. Прочность резины снижается с течением времени и при высоких и низких температурах. Кроме того, центробежные силы при вращении вызывают радиальное растяжение пневматика, он становится более жестким при сжатии. К тому же силы внутреннего давления и центробежные силы с течением времени увеличивают наружные размеры пневматика (пневматик «разнашивается»), что может мешать уборке и выпуску шасси. Разнашиваемость не должна превышать 3% по ширине профиля и 3% по наружному диаметру.

Колеса с пневматиками высокого давления рассчитаны на давление 12—20 кгс/см². Они мало обжимаются и поглощают меньшую энергию при при-

землении самолета. Из-за малой площади соприкосновения с поверхностью и большого удельного давления проходимость такого колеса на мягких грунтах слабая. Поэтому колеса такого типа применяются для самолетов, эксплуатируемых на ВПП с твердым покрытием. На некоторых самолетах начали применяться колеса с пневматиками сверхвысокого давления (22 кгс/см² и выше). Для таких колес необходимы бетонные взлетно-посадочные полосы и весьма мощные амортизаторы ног шасси.

Основные характеристики отечественных пневматиков представлены в табл. 2.2.

Т а б л и ц а 2.2

Основные характеристики отечественных пневматиков

Размеры пневматиков	p_0 , кгс/см ²	σ , мм	$r_{ст}$, кгс	$r_{м.д.}$, кгс	$A_{м.д.}$, кгс·м	$V_{отр}$, км/ч	G , кгс	$\sigma_{м.д.}$, мм
------------------------	--------------------------------	---------------	-------------------	---------------------	-----------------------	---------------------	-----------	-------------------------

Пневматики полубаллонного типа

200×80	3,5	11,5	165	465	6	160	1,5	32
300×125	3,5	18,5	370	1 340	36	200	3,5	65
400×150	4	30	925	3 000	130	200	5	99
470×210	3,5	29	1 150	4 500	200	185	9	115
500×125	3,5	20	575	1 800	50	165	6	64
500×150	2,5	23	480	1 800	60	120	7	88
595×185	2,5	26	630	2 550	140	105	10	106
600×180	4,5	20	810	4 500	200	200	10	104
600×250	2,5	46	1 300	4 470	315	125	16	159
800×260	4,5	52	2 800	8 900	670	160	25	165
900×300	4,5	58	3 830	12 300	1 050	160	36	187
1200×450	3,8	78	6 000	20 800	2 600	125	80	200

Пневматики арочные

500×180	6	25	1 300	4 050	126	250	7,5	77
700×250	4,5	50	3 150	7 500	410	100	16,5	127
840×300	5,2	48	3 800	11 000	680	140	28	140
950×350	5,2	58	4 800	15 300	1 200	160	37	186
1100×400	6,5	58	7 900	24 400	1 840	230	62	180
1450×520	5,5	100	14 300	38 800	4 500	220	130	276

Пневматика высокого давления (круглого профиля)

570×140	7	20	1 200	5 250	190	240	9	85
660×200	9	42	3 600	9 300	430	315	15	107
800×225	9	39	4 200	14 200	800	300	22	132
930×305	8,5	69	7 720	24 000	1 740	262	35	176
1100×330	9,5	58	9 500	32 000	2 680	300	67	197
1500×500	9,5	80	20 000	68 000	8 900	300	180	305

Пневматики сверхвысокого давления (круглого профиля)

570×140	10,5	36	2 600	7 650	290	290	9	86
600×155	10,5	31	2 300	9 100	387	300	9,3	97
660×200	12	47	4 500	13 200	749	340	15,3	112
800×200	12	44	5 400	18 900	1 010	385	23,5	122
880×230	13,5	49,5	7 600	20 800	1 000	420	27,8	111
1160×290	13,5	67,5	110 000	33 600	2 270	430	71,5	159

Обозначения. p_0 — давление воздуха в пневматике; σ — обжатие пневматика; $\sigma_{м.д.}$ — максимально допустимое обжатие пневматика; $r_{ст}$ — стояночная нагрузка на пневматик колеса; $r_{м.д.}$ — максимально допустимая нагрузка на пневматик; $A_{м.д.}$ — энергия, воспринятая пневматиком при обжатии на величину $\sigma = \sigma_{м.д.}$; $V_{отр}$ — скорость отрыва самолета при взлете; G — вес пневматика.

Нормы летной годности для элементов шасси самолета

Колеса главных ног шасси должны быть обязательно тормозными и рассчитываться на нагрузки при максимально допустимых взлетных и посадочных весах ЛА. В случае прерванного взлета с максимальным взлетным весом самолета колеса и пневматики при интенсивном торможении не должны воспламеняться или разрушаться. Обязательное требование многократных последовательных взлетов и посадок самолета, число и интервалы между которыми зависят от назначения самолета. Установка колес на шасси должна предусматривать возможность осмотра состояния основных узлов крепления колеса и тормозной системы.

Гарантированный тормозной момент должен обеспечивать замедление самолета, равное $0,2 g$ при всех допустимых значениях веса самолета и положениях центра тяжести; он должен удерживать самолет с максимальным взлетным весом на стоянке при уклоне $1 : 10$. Кроме того, тормоза должны обеспечивать торможение на стоянке в течение $24-48$ ч, работать до полного износа фрикционного материала и обеспечивать при эксплуатации эффективное торможение. В конструкции тормозов следует предусматривать возможность замены поврежденных фрикционных элементов без предварительной их приработки.

Служебные сведения по шасси. Для определения нагрузок, действующих на колесо и тормоз, необходимы определенные сведения о самолете, для которого колесо проектируется, а именно: схема и тип шасси, значения посадочного и взлетного весов, заданная длина послепосадочного пробега с применением тормозов, посадочные и взлетные скорости, класс аэродромов, на которых будет использоваться самолет и др. Эти параметры позволяют определить основные конструктивные данные колеса и тормозов.

Дополнение к нормам прочности для шасси

Ниже рассматриваются основные случаи нагружения применительно к главным опорам шасси. По применению этих случаев для передних и хвостовых опор в нормах прочности даны дополнительные указания.

Случай $E_{\text{ш}}$ — посадка на три точки и разбег. Подъемная сила принимается равной весу самолета.

Посадка на три точки (с посадочным весом G). Здесь рассматриваются лишь вертикальные реакции земли.

Для главной опоры ΔG берется как стояночная нагрузка, а перегрузка n^3 — из расчета амортизации на этот случай.

Разбег. Самолет с взлетным весом рассматривается в положении стоянки. На каждую опору одновременно действуют силы P и T от неровностей аэродрома. Нагрузки и перегрузки при движении по неровностям зависят от состояния грунта и размеров пневматика. Они тем меньше, чем тверже грунт и больше возможная величина полного обжатия пневматика.

Случай $E_{\text{ш}}^1$ — посадка на главные опоры. Этот случай рассматривается для шасси с передней опорой. Здесь принимается, что хвостовая предохранительная опора не касается земли, но находится в непосредственной близости от нее. Нагрузки вертикальны.

Случаи $E_{\text{ш}}$ и $E_{\text{ш}}^1$ отражают наиболее часто встречающиеся условия разбега и посадки.

Случай $G_{\text{ш}}$ — передний удар в колеса обеих главных опор. Положение самолета соответствует стоянке на земле. На каждую опору шасси действует сила P_0 , приложенная к центру колеса и спереди и снизу под углом α (рис. 2.4, а).

Случай $R_{1\text{ш}}$ — посадка с боковым ударом в колеса главных опор (рис. 2.4, б). Самолет рассматривается в положении, соответствующем случаю $E_{\text{ш}}$. На каждую опору действуют вертикальная и боковая нагрузки.

Случай $T_{\text{ш}}$ — посадка с торможением. Самолет находится в положении стоянки на трех точках. Опора нагружается вертикальной реакцией земли p и силой трения T (рис. 2.4, в).

Случай $R_{2\text{ш}}$ — разворот при рулении. Рассматривается резкий поворот, при котором одна главная опора шасси нагружается боковой силой, силой тре-

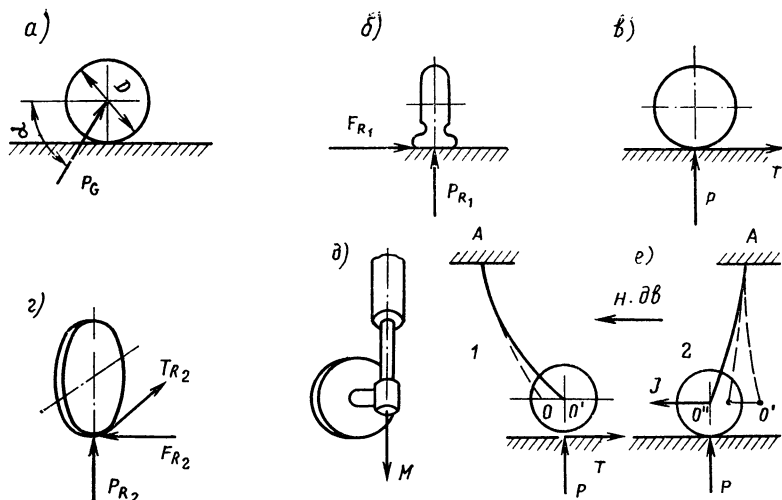


Рис. 2.4. Нагрузки на шасси:

а — случай см; б — случай $R_{1ш}$; в — случай $T_{ш}$; г — случай $R_{2ш}$; д — случай $M_{ш}$; е — нагрузка на шасси при раскрутке колес

ния и вертикальной реакцией (рис. 2.4, г); вторая главная опора и передняя или хвостовая опора считаются не касающимися земли.

Случай $M_{ш}$ — кручение шасси. Этот случай введен для обеспечения прочности шасси на кручение, если колеса попадают в рытвину или мягкий грунт. Самолет находится в положении на трех точках. Главная опора шасси нагружается крутящим моментом M и вертикальной реакцией p (рис. 2.4, д).

Случай $E_{ш}^1 + G_{ш}^1$ — посадка с нераскрученными колесами. Шасси нагружается вертикальной реакцией и горизонтальными силами, возникающими в процессе раскрутки колес (рис. 2.4, е): 1) большая сила трения T , действующая в начале раскрутки колеса, вызывает нагружение стойки в направлении против движения и ее упругую деформацию $O-O'$; 2) когда окружная скорость колеса становится равной скорости движения самолета относительно земли, сила трения T резко падает и стойка начинает совершать колебания, при которых в положении AO'' инерционная сила I нагружает ее в направлении движения самолета.

Эксплуатационные качества тормозных авиаколес

Колеса главных ног шасси, снабженные тормозами, позволяют сократить длину пробега самолета после приземления на 40—50% и улучшить маневренность на земле. Кроме того, тормоза колес позволяют проверять перед взлетом самолета работу двигателей на земле, не подставляя колодок под колеса.

Требования к тормозным колесам и их системам: одновременность и одинаковое торможение колес главных ног во избежание разворота самолета; плавность действия, т. е. постепенное нарастание силы трения; возможность быстрого затормаживания и растормаживания (время включения — 2 с, а полное растормаживание — 1,5 с); возможность раздельного торможения колес; возможно меньший нагрев и износ трущихся поверхностей.

На самолетных колесах применяются колодочные, камерные и дисковые тормоза.

Колодочные тормоза различаются по количеству тормозных колодок и принципу их работы. Основными частями колодочного тормоза являются две или несколько колодок и тормозной стальной барабан, жестко скрепленный с корпусом колес. Снаружи тормозной барабан, закрывают диском. Колодки, обычно таврового сечения, литые из легкого сплава. Наружные их поверхности, соприкасающиеся с тормозным барабаном колеса, облицовываются фрикцион-

ным материалом (ферродо или ретинакс с высоким коэффициентом трения и допустимой температурой нагрева до 1000° С).

Недостатки: работа тормозов нарушается от погрешностей монтажа; из-за неравномерного износа колодок необходима частая регулировка зазоров; интенсивный нагрев вызывает деформации и трещины тормозной рубашки.

Камерные тормоза работают по тому же принципу, что и колодочные, и отличаются только деталями конструкции. Тормозной диск крепится к фланцу на оси колеса и имеет обод с выфрезерованными в нем зубцами. Между зубцами по всей ширине обода уложены тормозные колодки с вырезами, соответствующими зубцам обода. Между ободом и колодками уложена кольцевая камера. При торможении в камеру подают сжатый воздух (или жидкость), под действием которого колодки перемещаются в радиальном направлении и прижимаются по всей окружности к тормозному барабану колеса.

Преимущества (по сравнению с колодочными тормозами): равномерное прилегание колодок к барабану и вследствие этого равномерный их износ; нет необходимости в частой проверке и регулировке зазоров; большая эффективность, так как тормозные колодки располагаются по всей периферии тормоза; меньший вес.

Недостатки. Пониженная приемистость, поскольку для заполнения большого объема камеры жидкостью или воздухом требуется определенное время (1—1,5 с). Приемистость ухудшается по мере износа тормозных колодок.

Возможны разрушения резины камеры при перегреве тормоза. Этот недостаток приводит к необходимости ограничения теплового режима и поэтому к уменьшению энергоемкости тормозов. При интенсивном нагреве возможны деформация и растрескивание тормозной рубашки.

Дисковый тормоз состоит из неподвижных дисков, установленных на шлицах корпуса тормоза, подвижных дисков, соединенных с барабаном колеса, нажимного диска, блока цилиндров и возвратных пружин. Шлицевое соединение неподвижных дисков с корпусом и подвижных дисков с барабаном обеспечивает возможность осевого перемещения дисков. При подаче давления жидкости в блок цилиндров поршни, преодолевая сопротивление возвратных пружин, перемещают нажимный диск, который прижимает неподвижные диски к вращающимся. Колесо затормаживается.

Для повышения коэффициента трения и уменьшения износа трущиеся поверхности вращающихся стальных дисков покрываются специальным чугуном, а неподвижные диски выполняются металлокерамическими или с накладками из фрикционного пластика. Для уменьшения коробления при нагреве и лучшего прилегания трущихся поверхностей вращающиеся диски выполняются в виде отдельных сегментов, соединенных шарнирами.

Радиальные зазоры между фрикционными накладками-сегментами неподвижных дисков обеспечивают вентиляцию и охлаждение трущихся поверхностей и удаление пыли, образующейся при работе тормоза.

В конструкции тормоза имеются регуляторы зазоров, компенсирующие увеличение осевого зазора между дисками при износе фрикционных накладок.

Преимущества (по сравнению с колодочными и камерными): меньшие габариты тормоза при одинаковой энергоемкости и эффективности, что упрощает размещение тормоза в колесе;

лучшее охлаждение трущихся поверхностей;

малая контактная теплопередача от тормозных дисков к барабану колеса уменьшает опасность разрушения пневматика при перегреве тормоза.

Недостатки дисковых тормозов — сложность конструкции и наличие постоянного трения между соприкасающимися дисками в расторможенном состоянии.

Эксплуатационные и перегрузочные характеристики прочности и энергоемкости колес шасси

На рис. 2.5 показана диаграмма радиального статического обжатия колес (кривая $p = f(\delta)$), где p — радиальная нагрузка на колесо, а δ — обжатие пневматика).

Характерные точки диаграммы:

Разр. рад — разрушающая радиальная нагрузка соответствует разрушению конструкции колеса; $p_{\text{пред}} = 0,75 p_{\text{раз. рад}}$ — предельная нагрузка — нагрузка, еще не представляющая опасности для разрушения колеса и допустимая при восприятии амортизацией энергии $A_{\text{тах}}$; $p_{\text{раз. рад}}$ и $p_{\text{пред}}$ практически не зависят от начального давления p_0 в пневматике.

Обжатие и давления зарядки. Остальные силовые характеристики p определяются величиной соответствующего им обжатия δ и значения давления зарядки p_0 :

$\delta_{\text{п.о}}$ и $p_{\text{п.о}}$ — деформация и нагрузка при полном обжатии пневматика (сплющивание до обода);

$\delta_{\text{м.д}} = (0,95—1,0) \delta_{\text{п.о}}$ и $p_{\text{м.д}}$ — максимально допустимое обжатие и максимально допустимая нагрузка;

$\delta_{\text{дин}} = 0,5 \delta_{\text{п.о}}$ и $p_{\text{дин}}$ — динамическое обжатие и радиальная динамическая нагрузка, допустимые для пневматика передней опоры при действии на самолет посадочного веса и сил торможения;

$\delta_{\text{ст.взл.}}$, $\delta_{\text{ст.пос.}}$ и $p_{\text{ст.взл.}}$ и $p_{\text{ст.пос.}}$ — допустимые значения стояночного обжатия и стояночной нагрузки при взлетном и посадочном весах.

Долговечность. Большую часть срока службы пневматик находится в условиях стояночного обжатия. Для обеспечения долговечности пневматика принимается $\delta_{\text{ст}}$ значительно меньше $\delta_{\text{п.о}}$. Обычно $\delta_{\text{ст.пос.}} = (0,2—0,4) \delta_{\text{п.о}}$.

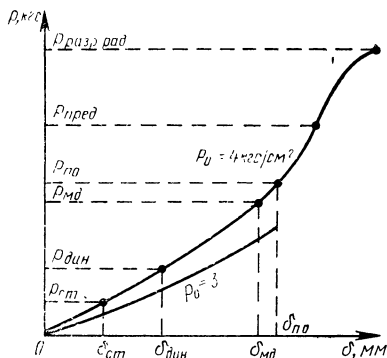


Рис. 2.5. Диаграмма обжатия авиаколес, приводимая в каталогах при разных давлениях p_0 зарядки пневматиков

Обслуживание, монтаж и контроль снаряженного колеса на шасси самолета

Смазка для колес. При эксплуатации колес в условиях положительных температур окружающего воздуха, а также при температурах до -20°C может применяться эксплуатационная смазка типа НК-50; в условиях температуры окружающего воздуха ниже -20°C — смесь смазки НК-50—50%, ЦИАТИМ-201—50% по весу. Применение других смазок не рекомендуется.

Затяжка колеса на оси (эксплуатационные зазоры). В том случае, если колесо не имеет распорной втулки, при затягивании гайки следует проворачивать колесо вручную с одновременной затяжкой гайки до тех пор, пока не почувствуется тугое вращение колеса. Это указывает на отсутствие в ролико-подшипниках осевых зазоров. Затягивать подшипники дальше за счет упругих деформаций деталей колеса и оси нельзя. После этого для обеспечения нормального эксплуатационного зазора в подшипниках (для компенсации разности удлинений ступицы колеса и оси при нагревании колеса и тормоза) гайку следует отвернуть в обратную сторону:

для колес размером до 900 мм на $1/8$ оборота при шаге резьбы 1,5 мм и на $1/10$ оборота при шаге резьбы 2 мм;

для колес размером от 900 до 1200 мм на $1/5$ оборота при шаге резьбы 1,5 мм и на $1/6$ оборота при шаге резьбы 2 мм;

для колес размером от 1200 мм и больше на $1/4$ оборота при шаге резьбы 2 мм.

После установления эксплуатационного зазора колесо должно свободно проворачиваться от руки без ощущения осевого люфта.

При монтаже колеса, снабженного датчиком системы антиюзовой автоматики, внимание обращают на правильное зацепление в зубчатой передаче между колесом и датчиком. В целях облегчения монтажа колесо необходимо слегка проворачивать. Если установка датчика выполнена таким образом, что возможен монтаж и демонтаж его после установки на ось колеса, то в этом случае монтаж датчика надо производить только после установки колеса. При установке датчика

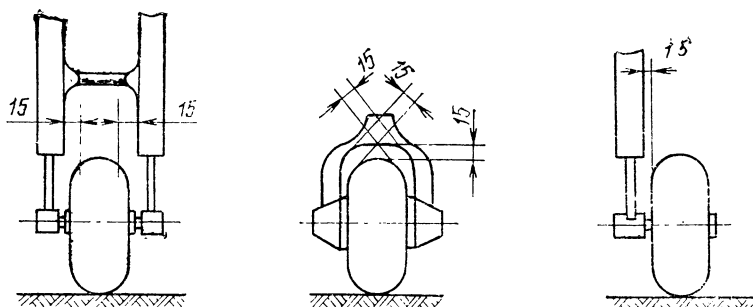


Рис. 2.6. Минимально допустимые зазоры между колесом и элементами шасси

рекомендуется слегка проворачивать колесо на оси для облегчения зацепления шестеренной передачи.

Монтажные зазоры. После установки колеса на оси проверяют давление в пневматиках, а также зазоры между колесом, пневматиком и стойкой (рис. 2.6). Нельзя допускать не только касания, но и малого зазора между пневматиком и какой-либо частью стойки. Учитывают при этом, что при эксплуатации размеры пневматика увеличиваются примерно на 4% по диаметру и на 2—3% по ширине. Поэтому, если зазоры между новым пневматиком и какой-либо частью шасси занижены, то при эксплуатации они могут исчезнуть, что приведет к разрушению пневматика и деталей шасси.

Давление в пневматике его надежность. Одним из основных параметров, определяющих работоспособность пневматиков, является их рабочее давление, за которым рекомендуется следить постоянно и не выпускать в полет самолет с повышенным или пониженным давлением. При понижении давления может произойти проворот пневматика на ободу при посадке или разрушении его при взлете. Кроме того, при недостаточном давлении пневматик разрушается при рулении вследствие больших деформаций.

В жаркую погоду или при многократных коротких полетах происходит некоторое повышение давления в пневматике, вызываемое нагревом воздуха, но, как правило, не более 0,5 кгс/см². В этом случае сравнивать давление до нормы в нагретом пневматике не рекомендуется, так как в противном случае при его охлаждении давление будет заниженным.

Критерии надежности шасси самолета

Прочностные и динамические характеристики тормоза и шасси взаимосвязаны. Например, нестабильность работы тормоза или тормозной системы может явиться причиной крутильных колебаний стойки вокруг вертикальной оси, а недостаточная жесткость оси колеса может привести к преждевременному разрушению как колеса, так и тормоза.

Соотношение весов шасси, колеса и самолета. Критерием надежности шасси при эксплуатации является соотношение веса конструкции шасси к весу самолета и веса снаряженных колес к весу шасси. По статическим данным для ранее построенных самолетов с взлетным весом от 45 до 190 тс, вес главных ног шасси с полностью снаряженными колесами (с пневматиками) составляет 3,5—4,3 % взлетного веса самолета $G_{взл}$, а вес передней ноги шасси также с полностью снаряженными колесами — 0,3—0,64%; вес снаряженных колес главных ног шасси составляет 43—59% веса самого шасси, а вес снаряженных колес передней ноги соответственно 18—29%.

Вес шасси и передней ноги. Ориентировочно принимают вес полностью снаряженных главных ног шасси $G_{о.ш} = 3,85 \cdot 10^{-2} G_{взл}$, а вес полностью снаряженной передней ноги $G_{п.н} = 0,47 \cdot 10^{-2} G_{взл}$.

При этом вес снаряженных колес главных ног шасси принимают равным примерно 50%, а вес снаряженных колес передней ноги — 20% веса шасси.

В табл. 2.3 приведены характеристики отечественных колес и пневматиков.

Т а б л и ц а 2.3

Весовые и нагрузочные характеристики отечественных колес

Размер колеса Д×В	Давле- ние в пнев- матике, кгс/см ²	Стояночная нагрузка, кгс		Тормоз- ной момент, кгс·см	Скорости, км/ч		Вес, кгс	
		Посадка	Взлет		взлета	посад- ки	колеса в сборе (с пневма- тиком)	пнев- матика
500×150	7	1 150	1 350	11 600	250	200	29,5	7,25
600×180	10	1 245	2 350	18 000	60	35	28,0	11,3
600×250	2,5	—	1 300	—	110	110	19,2	12,5
700×150	3,5	—	925	—	150	150	19,5	10
700×200	10,5	1 500	3 300	18 700	370	250	54	19
700×250	6,5	—	2 000	—	250	220	29,8	16,4
720×310	4,6	—	3 750	—	—	210	37,5	22,5
770×330	4	—	3 500	—	180	180	36,4	21,7
800×260	4,5	—	2 800	32 200	150	150	36,4	23
840×300	5,2	3 800	3 800	51 400	140	140	77,3	26,5
865×280	6,5	3 950	4 300	55 300	250	240	116	26
900×350	5	2 650	2 700	—	220	205	50	30
950×350	5,2	4 700	4 800	—	—	—	113	38,6
1 000×350	4,7	5 180	5 180	58 000	160	160	86,8	42,5
1 200×450	3,8	6 000	6 000	121 000	160	140	116,3	70
1 325×480	7,0	15 000	16 850	125 000	60	80—100	208,8	86,5
1 450×520	7,0	12 905	14 820	260 000	215	195	421	108

Обслуживание органов приземления

Условием надежной работы и длительной эксплуатации органов приземления самолета является своевременное и грамотное их обслуживание.

Контрольная уборка и выпуск шасси. После регулировок, грубой посадки или замены отдельных деталей шасси обязательно производится уборка их и выпуск. При этом проверяется синхронность и время уборки и выпуска шасси, исправность работы различных агрегатов, одновременность срабатываемости замков, плотность прилегания створок и исправность сигнализации. Узлы и отдельные агрегаты шасси не должны иметь деформаций, вмятин, забоин и рисок, влияющие на надежность работы и, как правило, подлежат замене.

Смазка шарниров. Для предохранения от износа и коррозии трущиеся поверхности шасси и концевые выключатели должны смазываться тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201. Новая смазка в полость шарниров вводится через масленки смазконагнетателями до тех пор, пока в торцовых зазорах не появится свежая смазка. Шарнирные соединения, из которых старая смазка не удаляется таким способом, рекомендуется промывать обезвоженным керосином.

Проверка амортизаторов шасси заключается в контроле правильности зарядки их азотом и жидкостью.

Из диаграммы работы амортизационной стойки шасси (рис. 2.7) видно, что при поглощении амортизатором энергии и чрезмерном давлении азота p_a^1 он полностью не обожмется (на рис. 2.7 сплошная линия означает нормальную зарядку, штриховая — азота или жидкости больше нормы, штрих-пунктирная — меньше нормы). Ход амортизатора меньше эксплуатационного ($S_a^1 < S_a$), а значение нагрузки больше ($p_{ам}^1 > p_{ам}^2$). В этом случае шасси будет работать под воздействием повышенных нагрузок, которые могут явиться причиной износа и поломки его деталей.

Недостаточное давление азота или малое количество жидкости в амортизаторе приводит к тому, что при грубой посадке самолета часть энергии удара воспринимается жестко и может произойти поломка шасси ($S_a < S_{max}$).

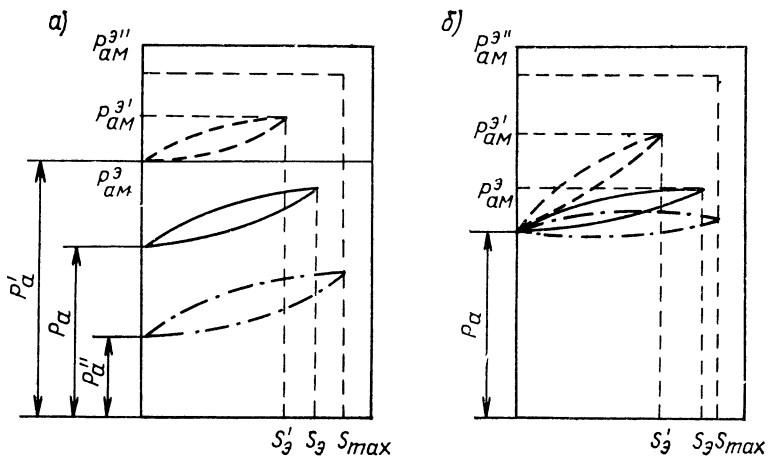


Рис. 2.7. Диаграмма работы амортизационной стойки шасси:

а — зарядка азотом; *б* — зарядка жидкостью

Контроль тормозной системы. К тормозной системе предъявляются жесткие требования, так как на ее долю приходится значительная часть кинетической энергии, поглощаемой тормозами при пробеге самолета. Поэтому при выполнении регламентных работ по шасси проверяется крепление тормозных рубашек к барабану, состояние тормозных колодок (дисков), камер (тормозных цилиндров), шестерен датчиков автомата торможения и других деталей колеса. Характерными неисправностями колес с камерными тормозами являются трещины тормозной рубашки, повреждения и вспучивания тормозных камер, трещины ступиц барабанов; а колес с колодочными тормозами — повреждение и износ тормозных колодок.

Летная эксплуатация и обслуживание пневматиков колес

Покрышки и камеру несут большие нагрузки, смягчая удары и вибрации на разбеге, пробеге и рулении, обеспечивают путевую устойчивость самолета, способствуют сохранению ВПП.

Разнашиваемость покрышек. Покрышки должны быть сбалансированы; они должны нормально работать в зоне соприкосновения с покрытием и камерой до температуры не выше 100°C ; разнашиваемость не должна превышать 3% по ширине профиля и 3% по наружному диаметру; легкая точка должна быть отмечена балансировочной меткой; на пневматике не должно быть выпучиваний, трещин, расслоений и разрывов резины и ткани при двойном рабочем давлении в камере.

Недостаточное давление в пневматиках вызывает чрезмерное обжатие их во время посадки и руления самолета, повреждение камеры и бортов покрышки, а также приводит к проворачиванию пневматиков на барабане колеса и обрыву зарядного вентиля камеры. Для контроля отсутствия сдвига покрышки относительно барабана на покрышке и ободу колеса рекомендуется нанести контрольные метки.

Снаряжение камер и покрышек. Долговечность и надежность пневматиков во многом зависят от их снаряжения и эксплуатации. Монтаж пневматиков производят на деревянном щите в чистом и сухом месте. Перед монтажом камера и внутренняя поверхность покрышки обильно и равномерно припудриваются тальком (это их смазка) с помощью киста из редкой ткани. Для лучшей балансировки колеса пневматик устанавливают меткой, обозначающей самую тяжелую точку пневматика, против метки, обозначающей самую легкую точку обода колеса.

При монтаже камер и покрышек запрещается пользоваться острым, забитым и нетабельным инструментом; малейшая царапина на камере может стать концентратором напряжений и исходным местом для разрыва. Монтаж пневматиков зимой производится в помещении с температурой воздуха выше нуля, так как замерзшие пневматики теряют эластичность и быстро подвергаются разрушению. При наполнении пневматиков воздухом строго выдерживают давление, указанное в инструкции. Сначала полностью накачивают пневматик, затем стравливают воздух на 20—30%. Когда камера займет свое место в покрышке, добавляют воздух до нормы.

Снижение давления воздуха в шинах относительно нормы, например 15%, приводит к увеличению расхода топлива на 5—8%. Если же пневматики перекачаны, то сокращается площадь соприкосновения покрышки с ВПП. В результате увеличиваются удельное давление и износ протектора, возникает разрыв нитей ткани каркаса.

Летная эксплуатация пневматиков. Неумелое или небрежное руление и торможение самолета (часто грубое) является основной причиной преждевременного выхода пневматиков из строя. При резком и импульсном торможении протектор стирается сначала частично, образуя пятна, а затем происходит разрушение протектора до самого корда.

Большое влияние на сроки службы пневматиков оказывает выдерживание направления взлета и посадки. Очень важно перед взлетом и посадкой поставить самолет по оси ВПП, так как в этом случае происходит прямое лобовое соприкосновение пневматиков с ВПП без больших боковых усилий и заносов. Машина не рыскает, держит направление и устойчиво увеличивает или теряет (на посадке) скорость.

Нельзя допускать резкого страгивания самолета с места на земле, импульсных торможений и крутых разворотов.

Значение обкатки. Практикой установлено влияние обкатки пневматиков на износ. Если новым пневматикам в начале их эксплуатации дать меньшую нагрузку, то срок службы их увеличится в 1,5—2 раза.

Допустимая разница давлений воздуха в пневматиках колес тележки основного шасси не должна превышать 0,25 кгс/см². При больших разностях давлений появляется тенденция к развороту тележки при пробеге и разбеге самолета, что вызывает дополнительные нагрузки в узлах крепления шасси.

3. РЕМОНТ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Ремонт обшивки крыла

Основное назначение обшивки — образование и сохранение внешней формы крыла, а также восприятие воздушной нагрузки. Обшивка участвует в работе крыла на изгиб и кручение. Она подвергается одновременному действию нормальных и касательных напряжений от $M_{изг}$ и $M_{кр}$.

На сверхзвуковых самолетах обшивка изготавливается из алюминиевых, титановых сплавов и жаропрочных сталей.

Шероховатость и герметичность. Поверхность обшивки должна быть очень гладкой (шероховатость не более 5 мкм), полированной и под действием нагрузок не должна в полете деформироваться.

На пыльных аэродромах шероховатость поверхности крыла может увеличиться в 2—3 раза. Причинами же появления на обшивке волнистости могут быть вмятины в местах ее соединения с каркасом, а также остаточные деформации от местных нагрузок в полете. В случае нарушения герметичности крыла в местах соединения листов обшивки и в местах вырезов (заплаты) в обшивке под действием перепада давлений внутри крыла и снаружи воздух из крыла будет перетекать на его поверхности, что увеличит сопротивление крыла.

Для герметизации крыла в местах, где возможны щели, применяются уплотнители.

Толщина обшивки вдоль по размаху и по хорде изменяется. Ступенчатое изменение толщины обшивки не является рациональным, так как не обеспечивает равнопрочности конструкции и неизбежно приводит к увеличению веса.

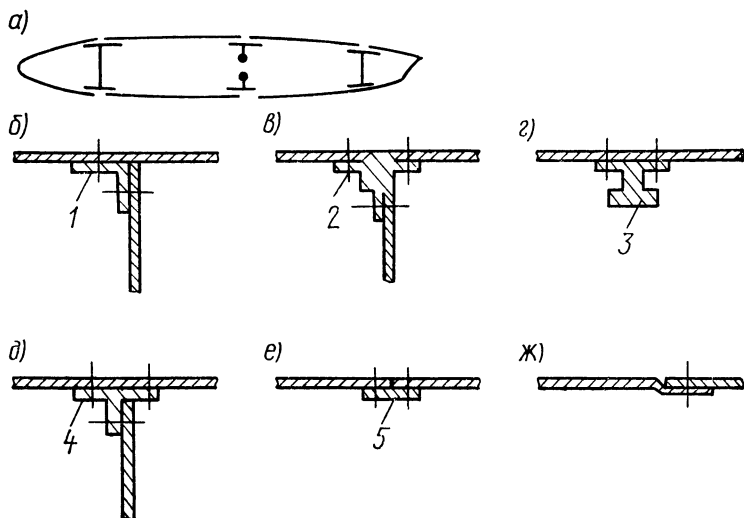


Рис. 2.8. Раскрой обшивки крыла:

а, б, в, г — продольные стыки; *д, е, ж* — поперечные стыки обшивки;
1, 2 — пояса лонжеронов; *3* — стрингер; *4* — пояс нервюры; *5* — стыковая лента

Наилучшим решением является применение обшивки переменной толщины. Достигается это путем применения механического и химического фрезерования.

Обшивка составляет от 30 до 60% веса крыла, а в моноблочных конструкциях еще больше.

Раскрой обшивки осуществляется так, чтобы продольные стыки шли по поясам лонжеронов и только при очень большой хорде крыла дополнительно по стрингерам (рис. 2.8, *а, б, в, г*). Поперечные швы осуществляются по поясам нервюры или по стыковым лентам; при малой толщине обшивки допускается стык внахлестку с подсечкой (рис. 2.8, *д, е, ж*).

Если обшивка не прикреплена к стрингерам, то она будет нести только нагрузку, соответствующую ее критическому напряжению. В действительных конструкциях обшивка и стрингеры соединены между собой и, следовательно, работают совместно (рис. 2.9).

Расстояние между стрингерами, работающими вместе с обшивкой, выбирается таким, чтобы обшивка в сжатой зоне использовалась наилучшим образом. Для этого при толщине обшивки 2—3 мм стрингеры рекомендуется располагать на расстоянии 120—150 мм. В весовом отношении наиболее рациональной является панель, состоящая из тонкой обшивки и часто поставленных стрингеров.

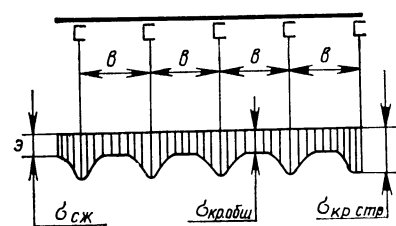


Рис. 2.9. Распределение напряжений сжатия в панели, состоящей из обшивки и стрингеров:

э — эпюра напряжений в обшивке и стрингерах

Заклепочные швы. При ремонте панели учитывают влияние заклепочного шва на прочность панели. Шаг заклепок оказывает влияние на величину разрушающих напряжений панели при сжатии. Под действием внешних нагрузок обшивка теряет устойчивость между заклепками, после чего и вся панель разрушается преждевременно. Поэтому шаг заклепок выбирают исходя из условия $\sigma_{кр.обш} \geq \sigma_{кр.стр.}$

По этому требованию обшивка при сжатии не теряет устойчивости между заклепками, если шаг заклепочного шва (t) удовлетворяет условию $t < 25 \sigma$, где σ — толщина обшивки.

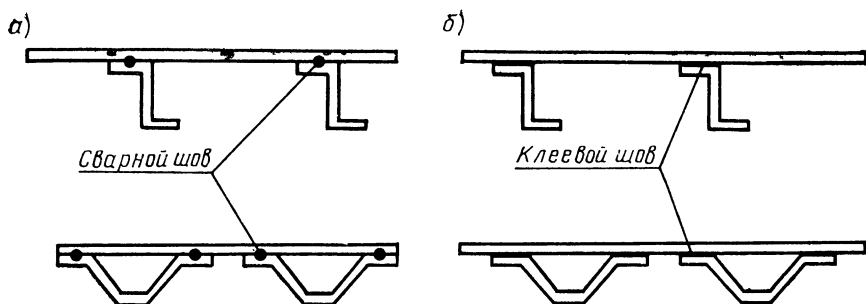


Рис. 2.10. Типовые соединения обшивки с профилями-стрингерами:
а — точечной сваркой; б — склеиванием

Сварочные и клеевые соединения. Если материалы обшивки и стрингеров хорошо свариваются, то применяют для их соединения точечную или роликовую сварку (рис. 2.10, а). Нашли широкое распространение конструкции, где применяются клеевые и клеесварные соединения (рис. 2.10, б), позволяющие получить гладкую поверхность крыла и значительно уменьшить трудоемкость изготовления.

Монолитная обшивка, где стрингеры выполнены как одно целое с обшивкой. В таких панелях более эффективно используются механические свойства металла и получается легкая по весу конструкция. При этом улучшается качество поверхности, уменьшается количество соединяющих швов, что очень важно для герметичности соединений, так как уменьшается вес герметизирующих материалов и трудоемкость работ по уплотнению конструкции.

Монолитные панели (обшивка) могут быть изготовлены прокаткой, литьем, штамповкой, прессованием, химическим травлением и механической обработкой.

Трехслойная обшивка широко используется в крыле; состоит из двух листов, между которыми расположен наполнитель (легкие материалы сотовой или пористой структуры из пенопласта, а также гофрированные металлические листы). Необходимые механические качества наполнителя получают армированием (соответствующим образом расположенными слоями из более прочного материала).

Легкий наполнитель только предохраняет приклеенные или припаянные с обеих сторон тонкие листы от потери устойчивости, а разделение обшивки на два несущих слоя увеличивает ее поперечную жесткость.

Трехслойная обшивка обладает высокими критическими напряжениями сжатия, поэтому для нее не требуется подкрепляющего продольного набора стрингеров и расстояния между нервюрами могут быть увеличены.

При средней плотности наполнителя $\gamma_{\text{зап}} = 0,05\text{--}0,10 \text{ г/см}^3$ у трехслойной обшивки алюминиевый сплав-наполнитель — алюминиевый сплав при $2h/\sigma = 10$ масса наполнителя достигает 18—30% суммарной массы несущих масс (σ — толщина несущего слоя, h — расстояние между несущими слоями).

Критерии выгоды для ремонта авиационных материалов

Основными критериями выгоды материала для ремонта по прочности, жесткости и наименьшему весу являются: высокое значение характеристик удельной прочности и удельной жесткости, обеспечивающих наименьший вес летательного аппарата.

В конструкции гражданских самолетов, предназначенных для интенсивной и продолжительной эксплуатации, учитывают также способность материала сопротивляться повторным нагрузкам. Чем она выше, тем больше ресурс самолета, тем выше его экономическая эффективность.

Материалы для дозвуковых самолетов. В конструкции планера современных дозвуковых самолетов применяются преимущественно алюминиевые сплавы типа Д16 и В95 и хромансильевые стали 30ХГСА и 30ХГСНА.

В табл. 2.4 приведены механические и физические характеристики наиболее распространенных авиационных материалов при комнатной температуре.

Таблица 2.4

Механические и физические характеристики авиаматериалов

Материал	Предел прочности σ_b , кгс/мм ²	Предел упругости E , кгс/мм ²	Удлинение при разрыве σ , %	Плотность d , г/см ³	Удельная прочность σ_b	Удельная жесткость E
					d	d
Д16АТ	44	$7 \cdot 10^3$	13	2,8	15,5	2500
АК4-1	40—42	$7,2 \cdot 10^3$	7—12	2,8	14—15	2570
В95Т	60—62	$7 \cdot 10^3$	6	2,85	21,7	2460
Титановые сплавы типа BT20 и OT4-4	100—120	$12 \cdot 10^3$	7—15	4,45	23—27	2700
30ХГСА	140	$2 \cdot 10^4$	5	7,83	17,8	2550
30ХГСНА	170	$2 \cdot 10^4$	5	7,77	21,9	2580
Сосна	8,3	$9,2 \cdot 10^2$	—	0,5	16,6	1840

Примечание. Сплав Д16АТ имеет высокую усталостную долговечность; у сплава АК4-1 наибольшее снижение механических характеристик происходит при нагреве до 150—170°С; титановые сплавы BT20 и OT4-2 имеют высокую жаропрочность.

Соединение элементов конструкции летательного аппарата при ремонте

При выборе вида соединения элементов конструкции деталей исходят из назначения соединения, действующих на него сил и моментов, применяемых материалов, требований технологии, эксплуатации и экономичности.

Размещение крепежных элементов. Соединяющие (крепежные) детали должны в наименьшей степени понижать прочность соединяемых элементов. Например, заклепки в соединениях металлических труб (профилей) следует размещать в шахматном порядке, чтобы в каждом поперечном сечении ослабление было наименьшим. В клепаных соединениях, осуществляемых при помощи накладки (косынки), заклепки размещают в одном ряду лишь там, где накладка уже вступила в работу, и своим сечением подкрепляет соединяемые элементы.

В сварном соединении (узле) с косынками приставными 1 (рис. 2.11, а) или прорезной 2 (рис. 2.11, б) следует смещать концы косынок таким образом, чтобы ослабление сваркой начиналось с одной стороны поперечного сечения (точка А).

Равнопрочность соединения. Соединение должно быть равнопрочно соединяемым элементам. Так, например, при растяжении соединение должно быть равнопрочно элементам в сечении, ослабленном крепящими деталями (болтами, заклепками); при сжатии прочность соединения в целом должна быть не меньше прочности отдельных элементов при потере устойчивости.

Жесткость соединения должна изменяться постепенно (рис. 2.11, в) во избежание большого значения коэффициента концентрации напряжений (ККН).

Сборка неподвижных соединений с натягом

Соединения с натягом осуществляют либо при нормальной температуре деталей путем запрессовки вала в отверстие сопрягаемой детали, или с предварительным подогревом отверстия и охлаждения вала, вследствие чего в момент соединения между деталями образуется зазор вместо натяга и соединение производится от руки. И, наконец, применяется комбинация этих двух способов.

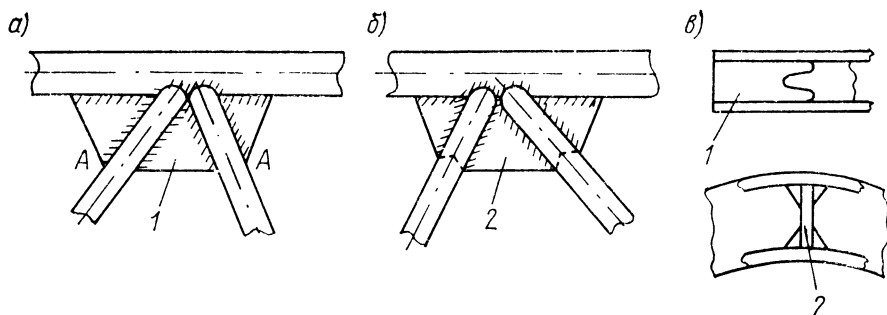


Рис. 2.11. Смещение концов косынок:

а — приставных; *б* — прорезной; *в* — постепенное изменение жесткости:
1 — бобышка; 2 — сухарь

Запрессовка мелких деталей (контрольные шрифты и т. п.) производится ударным способом с помощью молотка и выколотки, а средних и крупных деталей — под прессом.

Термическая сборка. Для облегчения процесса соединения деталей с большим натягом нагревают детали с отверстием или охлаждают валы настолько, чтобы детали соединились от руки. После остывания соединение будет иметь заданный натяг. Подогрез производится в электрическом термостате или масляной ванне.

Для охлаждения валов применяют сухой лед, который накладывают для более эффективного и равномерного охлаждения лед смешивают со спиртом или керосином. Такой раствор может быстро и равномерно охладить деталь до -70°C .

Процесс соединения деталей производят быстро без задержек, так как иначе нарушается температурное состояние деталей. При этом одну из деталей слегка покачивают и поворачивают, так как детали во время соединения перекашиваются и создается впечатление, что зазор недостаточен.

Если вал в отверстие идет туго, то немедленно разъединяют детали и повторяют термическую подготовку. Вставляемая деталь должна идти до конца свободно, и после посадки на место следует для деталей с гладкой сопрягаемой поверхностью сделать два-три колебательных движения вокруг оси для устранения возможного перекоса.

Если детали дополнительно скрепляются затяжной гайкой, то ее ставят и затягивают непосредственно после соединения деталей. Гайку перед наворачиванием смазывают смесью технического сала и графита. В том случае, если перед постановкой гайки вал успел нагреться, то зазор по среднему диаметру уменьшится, гайка будет навинчиваться туго и может заесть. Гайка должна навинчиваться свободно до упора от руки, если же она идет туго, нужно наворачивание гайки прервать и закончить после остывания вала. Постановка гайки непосредственно после соединения деталей имеет тот смысл, что при этом дотянуть торцы деталей до контакта легче и зазор по торцам после остывания получится минимальным. После остывания соединенных деталей гайку нужно подтянуть до нормы и только после этого закончить.

Температуры нагрева или охлаждения. Для определения температуры нагрева $T_{\text{н}}$ охватывающей детали, или охлаждения охватываемой пользуются следующим соотношением:

$$T_{\text{н}} = \frac{i_{\text{max}} + i_0}{\alpha d_{\text{отв}}} + T,$$

где i_{max} — максимальный диаметральный натяг, мм; i_0 — зазор в момент сборки, мм; $d_{\text{отв}}$ — диаметр отверстия охватывающей детали, мм; α — коэффициент линейного расширения; T — температура окружающей среды, $^{\circ}\text{C}$.

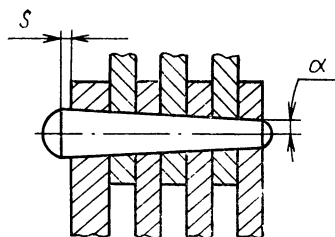


Рис. 2.12. Соединение коническим штифтом

зом определенной массы, падающим с некоторой высоты. Осаженная таким способом деталь займет определенное положение в отверстии, что характеризуется выступанием или утопанием одной детали относительно другой. Величина выступания S (см. рис. 2.12) находится по формуле

$$S = \frac{i}{2 \operatorname{tg} \alpha},$$

где i — диаметральный натяг, мм.

При предварительных расчетах для стальных деталей можно принять, что при перепаде температур 100°C одному миллиметру диаметра сопряжения соответствует расширение (сжатие) в один микрон.

Встречаются соединения конических деталей с натягом (рис. 2.12), зависящим от их относительного положения. Для соблюдения требуемого натяга необходимо выполнение условий, обеспечивающих это относительное положение. Предварительную сборку конических деталей осуществляют так называемым тарированным ударом. В этом случае по детали ударяют однократно или двукратно гру-

Т а б л и ц а 2.5

Ремонт реактивных и удлинительных труб

Наименование дефекта	Метод ремонта, применяемый инструмент и виды контроля
Трещины, не пересекающие отверстия на фланцах	Фланец в месте трещины прорезают шлифовальным кругом толщиной 1—1,5 мм, затем производится V-образная разделка дефектного места (угол раскрытия кромок 60°) и далее заваривают его электродуговой сваркой. Для правильного формирования сварного шва при сварке используют приспособление (медную коробочку) с прорезью в верхней части, а для предохранения отверстий от заплавления в них вставляют медный стержень
Трещины по фланцу в месте приварки шовной стенки трубы	Фланец в месте трещины прорезается шлифовальным кругом толщиной 1,5—2 мм на всю глубину трещины. Затем поверхность вокруг дефектного участка зачищается металлической щеткой на расстоянии 15—20 мм. Далее разделанное место заваривается с перекрытием на 6—8 мм с обоих концов. В заключение поверхность швов зачищается наждаком для создания плавного перехода от шва к основному металлу
Коробление стенок, трещины, прогары, отставание швов роликовой сварки	Эти дефекты устраняются так же, как и на камерах сгорания
Обрыв и обгорание патрубков	Удаляют шлифовальным кругом дефектный патрубок и приваривают новый. Затем сварной шов зачищается для придания ему плавного перехода к основному материалу. Работа контролируется внешним осмотром.

Радиусыгиба трубопроводов, способствующие прочности

Вероятные места разрушения. Под действием сил давления жидкости изогнутый трубопровод стремится выпрямиться, в результате в месте максимальной его кривизны возникают значительные напряжения, приводящие при частотных колебаниях к усталостному разрушению. Поскольку в зоне максимальной кривизны имеет место наибольшая сплюснутость (овальность) сечения трубы, эта зона является наиболее вероятным местом разрушения.

Долговечность изогнутого трубопровода с овальностью поперечного сечения снижается с увеличением кривизныгиба. Так, например, при коэффициенте овальности $K' = 15\%$ пределу усталости прямолинейного участка (при частоте нагружения 40—60 Гц) стальной трубы (материал 1Х18Н9Т, $\varnothing 12 \times 0,9$ мм) соответствует давление 250 кгс/см², а для изогнутой трубы (радиус изгиба равен $2d$, где d — наружный диаметр сечения трубы) с тем же коэффициентом овальности — давление 180 кгс/см². При $K' = 10\%$ давления, соответствующие пределам усталости овальных прямой и изогнутой труб, соответственно составляют 320 и 240 кгс/см². А при $K' = (3,5 + 4\%)$ снижения предела усталости изогнутой трубы по сравнению с прямой в пределах принятого числа циклов нагружения практически не наблюдается.

Рекомендуемые радиусыгиба. Для изогнутой трубы с недеформированным поперечным сечением и плавным изгибом (радиус кривизны больше $3d$) снижения предела усталости в сравнении с прямолинейной трубой практически не наблюдается. По этой причине на участках магистрали, работающих в условиях высоких пульсирующих давлений, рекомендуется применять радиусыгиба $R > 3d$, где d и R — внешний диаметр трубопровода и радиусгиба его оси.

Ремонт и замена трубопроводов

Факторы, вызывающие разрушение трубопроводов. Основными факторами, вызывающими разрушение трубопроводов, являются: резкие изменения давления (гидравлические удары) и высокочастотные пульсации давления рабочей жидкости при дефектах гидроаккумуляторов; вибрация агрегатов и элементов конструкции планера или двигателя; температурные напряжения (тепловые удары), возникающие при резком перепаде температур (запуск двигателя без прогрева и останов без охлаждения); монтажные напряжения (применение натяга, пружинящего отгиба, монтаж без демпфирующих прокладок и др.) (рис. 2.13); агрессивная коррозионная среда; загрязнение; небрежная эксплуатация и обслуживание (нанесение царапин, забоин, ударов, потертостей и др.).

Основным требованием, предъявляемым к трубопроводным системам, является обеспечение полной герметичности коммуникаций в течение всего срока службы авиационной техники.

Ремонт жестких трубопроводов. Течь в соединениях устраняют подтягиванием соединительных хомутов и гаек или путем переборки соединения.

Потертости, забоины и следы коррозии, если величина их лежит в пределах допуска на толщину стенки, зачищают по плавному контуру. Более глубокие забоины и потертости зачищают шабером с последующей заваркой зачищенных мест.

Вмятины выправляют путем протягивания шариков или вытяжкой с помощью приваренной или припаянной проволоочной петли (рис. 2.14).

При наличии на трубе трещин или пробоин их заменяют. Изготовление нового трубопровода производят по образцу, в качестве которого служит труба, снятая с самолета, при условии сохранения ее первоначальной формы. Перед изготовлением трубопровода трубы внимательно осматривают визуально, а для осмотра внутренних поверхностей из труб выборочно вырезаются образцы длиной 40—60 мм, которые подвергаются травлению. Допускаются к

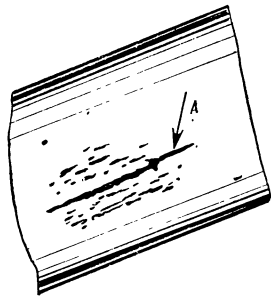


Рис. 2.13. Усталостное разрушение трубопровода. Наблюдается характерная ступенчатая трещина с целым рядом мелких очагов-трещин

дальнейшей обработке только те трубы, на поверхности которых не имеется пузырей, расслоений материала, раковин, посторонних включений и трещин. Проверенные образцы испытывают на развальцовку: если на развальцованной поверхности обнаруживаются трещины, материал считается хрупким и отбраковывается. Развальцовку труб рекомендуется производить на токарном станке или вручную с применением специального приспособления.

После изготовления все трубопроводы испытывают гидравлически на прочность и герметичность. При замене отдельных участков трубопровода вместо удаленного участка устанавливают наружный буж. На стальных трубопроводах (сталь 20А) буж приваривают ацетиленовой сваркой, а на трубопроводах из алюминийно-магниевых сплавов АМг припаивается припоем 34А. Медные трубы ремонтируют пайкой, серебряными или латунными припоями.

Замена мягких трубопроводов. Замену шлангов производят в случае истечения срока их службы или по результатам дефектации, либо испытания. При дефектации проверяют, нет ли в шланге трещин, отслоений и выпучивания резины. Для проверки внутренней поверхности шланг распрямляют и осматривают на просвет. Если шланг длинный, через него пропускают стальной шарик, свободное прохождение последнего указывает на отсутствие выпучивания расслоения резины на внутренней поверхности. Резьба наконечников должна быть исправная и не забитая.

Для лучшего уплотнения соединения резьбу штуцера смазывают смазкой БУ, герметиком или герметиколом.

Шланги испытывают на прочность гидравлическим давлением в течение 10 мин. При этом перегибают шланг на 180° 2 раза. Затем тщательно проверяют место заделки рукава. Испытательное давление шлангов гидросистемы равно 225 кгс/см^2 , что соответствует 50% разрушающего давления. В системе торможения при рабочем давлении 30 кгс/см^2 для шлангов установлено допустимое рабочее давление 210 кгс/см^2 , а испытательное давление 300 кгс/см^2 , или 60% разрушающего. Несмотря на более низкое рабочее давление, рукава системы торможения должны выдерживать большее испытательное давление, так как эта система замкнута и не имеет предохранительных клапанов; при нагревании масла в ней могут возникать давления, значительно превышающие рабочее.

Испытание трубопроводов передней и задней пары колес шасси производят раздельно. Если трубопровод заменяется на ноге шасси, установленной на самолете, испытание после монтажа производят под давлением 15 кгс/см^2 . Для этого после заливки масла и удаления воздуха создают давление в системе торможения и обжимают тормозной клапан на все время испытания. Течи не должно быть.

Если трубопровод заменяют на ноге шасси, снятой с самолета, то после монтажа его испытывают сначала под давлением 100 кгс/см^2 при отсоединенных тормозных камерах колес в течение 10—15 мин, а затем присоединяют тормоза колес и испытывают под давлением $15 \pm 1 \text{ кгс/см}^2$ в течение 30—40 мин.

Назначение рукавов. Авиационные рукава оплеточной конструкции представляют собой гибкие трубопроводы, состоящие из внутреннего резинового слоя, одной или нескольких нитяных хлопчатобумажных оплеток, промежуточных и наружных клеевых или резиновых слоев. В конструкции некоторых рукавов каркасом является проволоочная спираль.

Эти рукава предназначены в качестве гибких соединительных трубопроводов для гидравлических, воздушных, топливных, масляных и других систем самолетов, двигателей и агрегатов (табл. 2.6). По конструкции рукава разделяются на семь групп, каждая из которых содержит рукава различного назначения.

Каждый рукав имеет свой номер чертежа. Первая цифра номера чертежа обозначает номер группы, в которую входит рукав; буква, стоящая за этой цифрой, обозначает тип рукава по назначению; одна или две цифры, стоящие за буквой, обозначают номинальный размер внутреннего диаметра

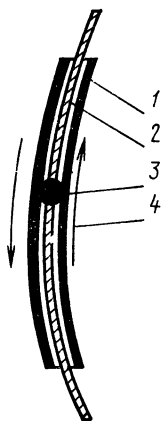


Рис. 2.14. Выправление вмятины на трубопроводе:

1 — трубка; 2 — трос; 3 — шарик; 4 — направление движения троса

Характеристика авиационных рукавов

Тип рукава по назначению	Рабочая среда	Рабочая температура, °С	Марка резины внутреннего слоя
Г	АМг-10, спиртоглицериновая смесь и масло МПВ	От —45 до 100	4326-1
Т	Бензин, керосин и трансформаторное масло	От —45 до 100	4327
М	Масло МС-20 и МК-22	От —40 до 100	4410
В	Воздух и кислород	От —55 до 55	36343
П	Масло «Волосит»	От —45 до 70	3408-1

Примечание. В среде воздуха и воды могут использоваться рукава всех типов при указанных для данного типа рукавов температурах. В качестве приборных рукавов обычно применяют рукава типа Г.

в миллиметрах; цифры, стоящие после дефиса, обозначают рабочее давление в килограммах на квадратный сантиметр.

Например, рукав 2В7-30 является рукавом второй группы, типа В по назначению с внутренним диаметром 7 мм для рабочего давления 30 кгс/см².

Маркировка рукавов. Наружная поверхность рукавов имеет следующие цвета: черный — все рукава с наружным резиновым слоем и рукава, в номере чертежа которых стоят буквы Г, П и В; желтый — все рукава, не имеющие наружного резинового слоя, в номере чертежа которых стоит буква Т; коричневый — все рукава, не имеющие наружного резинового слоя, в номере чертежа которых стоит буква М.

Каждый рукав имеет маркировку по всей длине в виде сплошной полосы, состоящей из букв, цифр и знаков. Например, 5 Г35-15К 125 Х1-55, где 5 Г35-15 — номер чертежа рукава; К — марка завода-изготовителя; 125 — номер партии; Х1-55 — дата выпуска (месяц и год).

Маркировочная полоса имеет следующие цвета:

черный — на рукавах желтого цвета, в номере чертежа которых стоит буква Т;

белый — на рукавах коричневого цвета, в номере чертежа которых стоит буква М, и на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква Г;

желтый — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква Т;

коричневый — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоят буквы М и П;

голубой — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква В.

Герметизация плоскостей разъема

При сборке авиационных конструкций большое количество деталей и узлов соединяется между собой по плоскости. Для создания плотного сочленения деталей применяют прокладки, уплотняющие пасты (уплотнители), клей, кольца, шелковую нить, медную тонкую проволоку и т. п.

С целью создания герметизации соединений применяют также несохнущий герметик следующего состава: касторовое масло — 50%; рицинолат алюминия — 50%; асбестовый порошок — 30% веса смеси касторового масла и рицинолата алюминия. Несохнущий герметик применяют также для герметизации разъемов трубопроводов жидкостных систем.

Монтаж деталей по меткам взаимного расположения

Во многих конструкциях одни детали по отношению к другим должны занимать строго определенное положение. Например, такое требование предъявляется к деталям, которые совместно обрабатываются с определенной точностью, либо когда производится индивидуальная подгонка. Чтобы деталь при сборке поставить в строго определенное положение относительно другой, на детали наносят специальные метки химическими растворами, электрографом или керном.

Места нанесения меток взаимного расположения деталей определяются чертежом или технологией сборки. При этом при сборке эти детали устанавливают так, чтобы метки их совпадали. Так, например, на ГТД такие метки наносятся на подшипниках роторов турбин и компрессоров, на всех деталях роторов, которые частично разбираются после балансировки для сборки двигателя.

Постановка шпилек на эпоксидном клее без нарезания резьбы, либо в изношенное резьбовое отверстие

Постановка шпильки без резьбы. В корпусной детали сверлят отверстие на 0,2—0,3 мм больше диаметра ненарезанного конца шпильки. Поверхности отверстия и шпильки зачищают, обезжиривают и смазывают клеем. Шпильку вставляют в отверстие. Крепление получается надежным благодаря хорошей адгезии эпоксидного клея к металлу. Проведенные исследования показали возможность и целесообразность установки шпилек в корпусные детали на эпоксидном клее без нарезания резьбы.

В изношенное резьбовое отверстие обычно ставят новую шпильку большого диаметра, но изготовление нестандартных шпилек связано с некоторыми затруднениями.

При наличии эпоксидного клея можно в изношенное отверстие корпуса ставить обычную стандартную шпильку, а при небольшом износе резьбы можно ставить и старую шпильку. При этом резьбовое отверстие в корпусе и резьбу шпильки тщательно очищают от загрязнений и окислов, обезжиривают ацетоном (бензином Б-70) и смазывают клеем. Затем после установки предохраняют шпильку от случайных смещений до полного отверждения клея (25—30 ч).

Особенно целесообразна установка шпилек на эпоксидном клее, когда нужно обеспечить герметичность резьбового соединения.

Классификация сварных соединений и швов, проверка их на прочность

В ремонте широко применяются сварные соединения. Хорошо поддаются сварке нержавеющие и конструкционные стали Х18Н9Т, 30ХГСА и другие, алюминиевые сплавы АМг6 и другие, магниевые сплавы МА2, МА8 и другие; для титановых сплавов, которые плохо поддаются механической обработке (в частности, сверлению), сварка является одним из основных видов соединений.

Сварные соединения бывают различных видов: стыковые *a* (рис. 2.15), если свариваемые детали лежат в одной плоскости, угловые *b* и тавровые *в*, если соединяемые элементы расположены под углом. Сварные соединения внахлестку также подразделяются на лобовые *г*, если шов расположен нормально к направлению внешней силы, фланговые *д*, когда направление шва параллельно внешней силе, комбинированные *е*, состоящие из лобовых и фланговых швов, а также косые *ж*, когда угол между направлениями силы и сварочного шва не равен 0 и 90°.

Различают следующие виды швов в зависимости от формы их поперечного сечения (рис. 2.16): нормальный 1, со специальной механической разделкой 2 (лучше других работает на усталость) и с усилением 3. Катет шва *к* при малых толщинах (до 2—3 мм) принимают равным толщине σ .

При проверке сварного соединения на срез расчетным принимают размер $k_0 = k \sin 45^\circ = 0,7 k$.

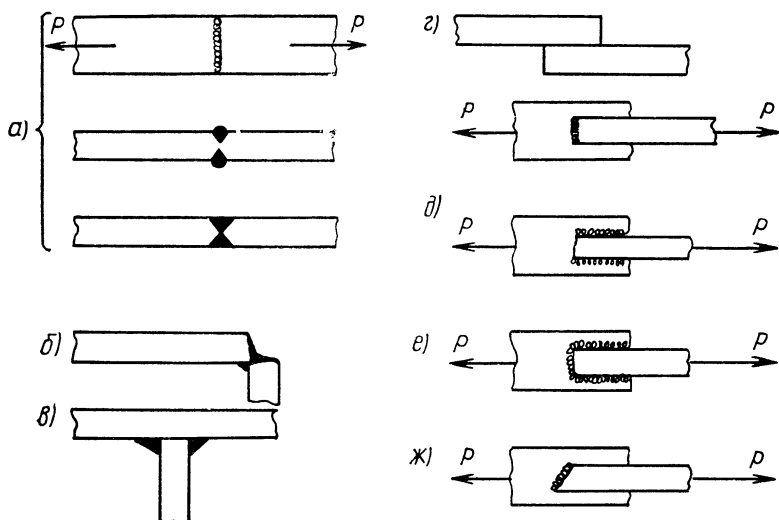


Рис. 2.15. Классификация сварных швов и соединения внахлестку:
а — стыковые; б — угловой; в — таровый; г — лобовое; д — фланговое; е — комбинированное; ж — косое

Проверка сварных швов на прочность.

Для стыковых соединений 1 напряжение при работе на растяжение:

$$\sigma_p = \frac{p}{l\sigma},$$

а при работе на сжатие $\sigma_{сж} = \frac{p}{l\sigma},$

где p — усилие; σ_p и $\sigma_{сж}$ — соответственно допускаемые напряжения в сварных швах при растяжении и при сжатии; l — длина шва; σ — длина соединяемых элементов.

Для лобового соединения внахлестку (см. рис. 2.15, г)

$$\tau = \frac{p}{0,7kl},$$

где τ — допускаемое напряжение наплавленного металла шва при срезе; k — катет шва.

Для флангового соединения внахлестку (см. рис. 2.15, д)

$$\tau = \frac{p}{2 \cdot 0,7kl}.$$

Для приближенных расчетов, когда неизвестна прочность сварного шва, можно считать, что материал сварного шва при сварке встык и внахлестку работает с коэффициентом прочности, равным 0,7—0,8 от прочности основного материала на растяжение.

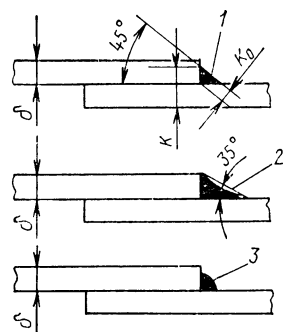
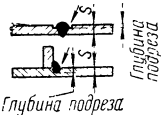




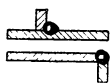
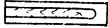
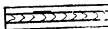
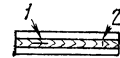


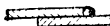


Рис. 2.16. Виды сварных швов

Таблица 2.7

Классификация дефектов сварных соединений

Наименование дефекта	Эскиз дефекта	Характеристика дефекта	Причины образования дефекта
Подрезы	 глубина подреза глубина подбегса	Углубление в основном металле в месте его перехода к поверхности шва	Неправильно выбранный режим, процесс или положение изделия при сварке
Наплывы		Натеки наплавленного металла на основном металле без сплавления	Неправильно выбранный режим, процесс или положение изделия при сварке. Неудовлетворительное качество присадки
Проплавы в соединениях в тавр или внахлестку	 h - высота проплава h	Сплавление основного металла с металлом, наплавленным на всю толщину основного металла, и выход расплавленного металла с обратной стороны сварного соединения	Неправильно выбранный режим или процесс сварки
Проплавы в стыковых и угловых соединениях	 величина проплава	Выход расплавленного металла с обратной стороны шва на высоту, превышающую установленные нормы	То же
Прожог	—	Прожог металла с образованием отверстия в основном материале	Неправильный режим или техника сварки
Свищи и раковины поверхностные		—	Неудовлетворительное качество присадочных материалов. Неполная техника сварки. Загрязненность присадочного и основного материала
Шлаковые включения в шве и переходной зоне (внутренние)	—	—	Неудовлетворительное качество присадочных материалов (проволоки, электродов, флюсов). Загрязненность поверхности присадочного и основного материалов. Неправильная техника сварки
Поры в шве и по переходной зоне (внутренние)		—	Неудовлетворительное качество присадочных материалов (проволоки, электродов, флюсов). Загрязненность поверхности присадочного и основного материалов.

Наименование дефекта	Эскиз дефекта	Характеристика дефекта	Причины образования дефекта
Кратер		Углубление, образующееся в основном металле в результате выдувания дугой расплавленного металла	Неправильная техника сварки Неправильное заканчивание шва
Трещины в переходной зоне (горячие)		Трещины по зоне перехода от шва к основному материалу извилистые, в изломе темного цвета (сильно окисленные), сквозные. Возникают при сварке стали малой толщины при температуре свыше 900° С	Высокая сварочная чувствительность. Неправильная технология и техника сварки. Неправильная конструкция изделия или расположение швов
Трещины в шве (продольные и поперечные)	 <i>1. Продольная трещина 2. Поперечная трещина</i>	Трещины в шве, продольные и поперечные, в изломе жженого цвета или светлые, с цветами побежалости	Неправильно выбранная марка присадочного материала. Неудовлетворительное качество присадки. Неправильный режим и техника сварки.
Трещины в шве и переходной зоне, холодные (закалочные)		Трещины в шве и основном материале возникают при низких температурах. В изломе светлые (слабые цвета побежалости)	Высокие внутренние напряжения в швах Сварка валиковыми швами замкнутых контуров
Микротрещины и надрывы в шве	—	Мелкие трещины в шве или надрывы по переходной зоне	Неудовлетворительное качество присадочного материала (проволоки, обмазки, флюса)
Непровар в стыковом и угловом соединениях	 <i>Глубина несплавления</i>	Отсутствие сплавления основного материала с наплавленным	Неправильно выбранный режим или процесс сварки
Непровар в шавровом и нахлесточном соединениях		Недостаточное проникание металла шва в основной металл	То же
Отклонение в размерах шва	—	Увеличенные или уменьшенные против норм размеры швов	Неправильные режимы, техника или технология сварки

Сварка пластмасс

Сварка термопластических пластмасс осуществляется путем нагрева мест соединения до пластического состояния с применением давления. При этих условиях происходит взаимная диффузия свариваемых поверхностей и получается однородный, герметический, прочный шов. Этим способом можно соединять несклеивающиеся полимеры: фторопласт-4, полиэтилен, полипропилен и др.

Методы сварки

Холодная сварка — соединение металлов в твердом состоянии вследствие образования металлических связей на свариваемых поверхностях при их совместном деформировании. Предварительно тщательно очищенные от грязи и окислов свариваемые поверхности сжимаются с определенным усилием. При достижении определенной деформации происходит объединение поверхностей — образуются металлические связи.

Ультразвуковая сварка бывает точечной и шовной. При ней ультразвуковые колебания разрушают окисные, лакокрасочные и другие пленки, что дает возможность сваривать металлы без удаления окисных пленок, покрытий лакокрасками. При ультразвуковой сварке магнитострикционная головка вырабатывает ультразвуковые колебания, которые разогревают место сварки, а затем прикладывается небольшое давление и образуется сваренная точка.

Ультразвуковая сварка может применяться для приварки медных проводников, покрытых лаком, приварки контактов из платино-иридиевых сплавов, сварки медных корпусов приборов и др.

Сварка трением происходит в твердом состоянии под действием тепла, возникающего при трении свариваемых поверхностей. Чистые металлические поверхности подвергаются трению (при вращательном или возвратно-поступательном перемещении) и между контактирующими поверхностями возникают металлические связи. Она применяется при изготовлении составного режущего инструмента: сверл, фрез, метчиков из быстрорежущей стали; при изготовлении зубчатых колес, штоков, валов, осей, пуансонов и др.

Высокочастотная сварка. Нагрев сварки производится током высокой частоты в индукторе. Применяется для стыковой сварки труб, сварки шовных труб на прокатных станах, наварка зубьев буровых инструментов твердыми сплавами, приварки твердых сплавов на режущие инструменты и др.

Сварка электронным лучом основана на принципе использования кинетической энергии электронов, быстро движущихся в глубоком вакууме. Электронный луч получается в специальной электронной пушке и им можно варить любые металлы при узкой и глубокой зоне проплавления. Электронным лучом можно вваривать герметические перегородки в трубы, приваривать гофрированные листы к плоским листам, шпангоутам ракет и др.

Плазменная сварка. Тепло, потребное для расплавления металла в месте сварки, получают за счет плазменной струи — потока ионизированных частиц, обладающих большим запасом энергии. Температура плазменной струи достигает $20\,000^{\circ}\text{K}$. Плазменная струя получается следующим образом. В замкнутом цилиндрическом канале горит электрическая дуга значительной длины. Стенки цилиндра интенсивно охлаждаются. Через канал в цилиндр подается инертный газ, который, охлаждая наружную поверхность столба дуги, вызывает его концентрацию, в результате чего температура столба достигает $10\,000\text{--}20\,000^{\circ}\text{K}$, а газ, проходящий через межэлектродное пространство, получает высокую степень ионизации и большой запас энергии. Этот струей и производят нагрев в процессе сварки. Плазменную сварку применяют для наплавки покрытий из тугоплавких металлов, резки, термообработки, пайки. Разрешается варить тонколистовые материалы из тугоплавких металлов.

Диффузионная сварка основана на способности молекул и атомов одного вещества проникать в другое вещество под действием теплового движения молекул. Если очищенные детали плотно соединить друг с другом и прижать их с некоторым давлением, то молекулы одного металла или сплава будут проникать в другой и по истечении некоторого времени произойдет соединение (сращивание деталей). Скорость диффузии зависит от подвижности молекул, которая увеличивается с ростом температуры вещества.

Дефектация подшипников качения

Внешним осмотром выявляют коррозию, трещины, выкрашивание и другие дефекты.

Вначале осматривают внешние поверхности деталей без проворачивания колец. Затем осмотр состояния поверхностей беговых дорожек, колец и тел качения неразборных подшипников производят с взаимным проворачиванием колец. В подшипниках с массивными сепараторами осматривают центрирующиеся поверхности сепараторов, а разборные подшипники осматриваются в разобранном виде.

Подшипники дефектируют при рассеянном свете, осматривая невооруженным глазом внешние поверхности деталей подшипников, при этом производится выявление различных дефектов и сравнение их с эталонами.

Трещины, выявленные на деталях подшипника, при осмотре являются браковочными дефектами.

Трещины, возникшие по металлургическим дефектам, располагаются по месту скопления пор, волосовин и т. п.

Шлифовочные трещины располагаются на шлифованных поверхностях колец и тел качения обычно перпендикулярно движению шлифовального камня. На цилиндрической поверхности детали шлифовочные трещины располагаются и в продольном направлении. Они имеют относительно малую протяженность и групповое расположение.

Закалочные трещины обычно располагаются на тех участках, где резко изменяется жесткость детали, и чаще всего проходят в продольном направлении вдоль по беговым дорожкам. Отличительной особенностью закалочных трещин может быть их зигзагообразная форма и крупнозернистое строение излома. Они также располагаются в зоне наибольших напряжений перпендикулярно к полю нормальных растягивающих напряжений.

Коррозия по внешнему виду на деталях подшипников бывает двух видов — сплошная и местная.

Сплошная коррозия покрывает ровным слоем поверхность детали и тем самым меняет ее шероховатость, не образуя местных глубоких разъеданий. Поэтому такая коррозия является менее опасным видом. После зачистки такого участка деталь подшипника может считаться пригодной к эксплуатации.

Местная коррозия наблюдается в виде пятен, глубина которых почти одинакова по всей площади, и в виде точечной коррозии. Глубина точечных коррозионных повреждений (в виде раковин) может быть различной — от незначительного точечного углубления до сквозного поражения и язвин.

О пригодности подшипника к работе судят по нормам на допустимое поражение коррозией.

Цвета побежалости представляют собой окисную пленку, которая образуется при однократном или многократном нагревании подшипника до температуры, превышающей 200° С. В зависимости от температуры эта пленка имеет различные оттенки. Цвета побежалости образуются вследствие перегрева трущихся деталей при их работе с заеданием или с недостаточной смазкой.

При ремонте изделий, на которых потемнение деталей подшипников встречается неоднократно, устанавливают эталоны допустимого потемнения. Для этого производят исследования качества материала деталей подшипников с потемнением путем испытаний твердости, травления на ожоги, металлографических исследований или токовых проверки. При этом недопустимым является наличие структурных или механических изменений в материале.

Износ змеевых сепараторов может привести к динамической неустойчивости, что вызывает их перегрузку и разрушение. Зазор «плавания» змеевого сепаратора ограничивается минимальной величиной, указываемой в ТУ, а зазор «плавания» проверяется щупом. Если сепаратор касается одного из колец, то подшипник бракуется (если возможность касания не оговорена ТУ).

Риски и надиры на посадочных поверхностях колец. При напрессовке и выпрессовке подшипников в зависимости от твердости материала вала и колец подшипника на посадочной поверхности внутреннего кольца образуются наволакивание металла или надиры в результате попадания в зазор между кольцом и

валом посторонних твердых частиц. На подшипниках допускаются отдельные продольные риски глубиной до 0,5 мм.

Наволакивание материала на посадочных поверхностях образуется при незначительном проворачивании кольца подшипника. Если наволакивание не сопровождается образованием цветов побежалости, то подшипник после зачистки, шлифования или хромирования может быть допущен к дальнейшей работе.

Наклеп и следы контактной коррозии на посадочных поверхностях колец образуются вследствие неплотного соединения колец подшипника с валом или корпусом, или вследствие упругого деформирования кольца при работе подшипника с большими удельными нагрузками. Для предупреждения коррозии сухого трения, называемой также контактной или фрикционной коррозией, посадочные поверхности колец покрывают тонким слоем меди толщиной 0,003—0,013 мм. Наклеп и контактную коррозию удаляют притиркой внутренней поверхности кольца по ложному валу с применением пасты ГОИ.

Бликовые отпечатки, лунки и канавки на беговых дорожках образуются в подшипниках, работающих под действием пульсирующих и вибрационных нагрузок.

Глубина допустимых лунок и канавок (следов смятия) от тел качения определяется индивидуально на основе анализа состояния, условий и режимов работы подшипников. Бликовые отпечатки от тел качения без заметного смятия глубиной менее 0,005 мм допускаются.

Усталостное выкрашивание материала на беговых дорожках колец и на телах качения не допускается. При наличии мелких следов (очагов) выкрашивания дна дефекта следует поцарапать стальной иглой; если на дне кратера обнаруживается кристаллическое строение материала со сколами и трещинами вокруг, то такой дефект является усталостным выкрашиванием материала.

Вмятины в виде светлых и темных точек на беговых дорожках колец и на телах качения образуются вследствие попадания в работающий подшипник твердых или мелких механических частиц с последующей коррозией по ним.

Отличить механическое повреждение (точечную вмятину) от коррозионного (точечной коррозии) можно путем осмотра дефектного участка под микроскопом. Точечная вмятина окаймлена более светлым кольцом вспучивающегося и засветленного вокруг вмятины материала, а коррозионная раковина представляет собой темное углубление без кругового засветления.

Допустимые размеры вмятин на беговых дорожках колец и на телах качения в виде темных и светлых точек определяются эталонами или фотозэталолами.

Перетяжка подшипника. У конических роликовых подшипников (например, колес шасси самолетов) наблюдается износ торцовых поверхностей колец и роликов либо смятие утолщенной части роликов. Перетяжка при сборке возможна и у шариковых подшипников, в особенности опорно-упорных. Это приводит к неравномерному износу или выкрашиванию материала с поверхностей качения. Также возможен излом колец в случае ненормального нагружения перетянутого подшипника в процессе его работы или непосредственно в процессе сборки узла.

В случае незначительной перетяжки радиально-упорных шариковых подшипников, при которой еще не происходит заклинивание подшипника, образуется одностороннее усталостное выкрашивание на кольцах.

В случае большой перетяжки, приводящей к резкому торможению подшипника при вращении, возможно его заклинивание и разрушение.

Недотяжка подшипников, воспринимающих осевые нагрузки, нарушается распределением усилий между отдельными деталями и могут происходить их поломки.

При работе подшипников колес шасси самолетов с недостаточной затяжкой на дорожках качения наружного кольца образуется повреждение, напоминающее по внешнему виду наклеп, по месту расположения которого возникает усталостное выкрашивание.

Измерениям подвергаются следующие параметры подшипников: габаритные размеры (внутренний и наружный диаметр, ширина);

внутренние зазоры (радиальный зазор или осевая игра в зависимости от того, что регламентировано ТУ; в некоторых специальных подшипниках производится контроль как радиального зазора, так и осевой игры);

разноразмерность* шаров в подшипнике (контроль распространяется только на разборные шарикоподшипники);
 разноразмерность роликов по диаметру и длине;
 зазор между внутренним кольцом и сепаратором (распространяется на подшипники с радиальным и со штампованным сепараторами);
 зазор между кольцом, по которому осуществляется центрирование массивного точеного сепаратора, и сепаратором.

Поверхностная закалка деталей нагревом пламенем газовой горелки

Поверхностная закалка стали пламенного нагрева заключается в том, что поверхность детали нагревают пламенем перемещающейся ацетилено-кислородной горелки до температуры выше критической точки $A_{с3}$ и быстро охлаждают струей холодной воды (рис. 2.17).

Сущность метода. Способ поверхностной закалки основан на том, что ацетилено-кислородное пламя имеет температуру 3100—3200° С и благодаря чрезвычайно большому тепловому давлению нагревает поверхность изделия до температуры закалки за очень короткий промежуток времени, в течение которого нижележащие слои стали не успевают прогреться до критической точки и потому не закаляются.

Скорость движения горелки и водяного душа. Скорость движения горелки ограничивается определенными условиями и при закалке на глубину 4—6 мм составляет от 50 до 150 мм/мин. Расстояние между горелкой и водяным душем от 5 до 40 мм.

Пламенную поверхностную закалку применяют главным образом для того, чтобы упрочить поверхность крупных стальных деталей.

Цилиндрические детали закаливают на обычном токарном станке, в суппорте которого закрепляют ацетилено-кислородную горелку. Закаливаемый вал устанавливают в центрах. Способом пламенной закалки закаливают все стали, принимающие обычную закалку, серый чугун, легированные хромоникелевые и хромомолибденовые чугуны и др.

Твердость пламенной закалки. Твердость закаленных пламенем стальных изделий для разных сталей равна HRC 48—65. Глубина закаленного слоя может быть различной.

Термические виды закалки сталей

Закалка в одной среде (рис. 2.18, кривая 1). Такую закалку проще выполнить, но ее можно применять не для каждой стали и не для любых деталей, так как быстрое охлаждение деталей переменного сечения в большом интервале температур способствует возникновению температурной неравномерности и больших внутренних напряжений, что может вызывать коробление детали, а иногда и растрескивание (если величина внутренних напряжений превзойдет предел прочности). Чем больше углерода в стали, тем больше объемные изменения и структурные напряжения и тем больше опасность возникновения трещин.

Завтектоидные стали закаливают в одной среде, если детали имеют простую форму (шарик, ролик и т. п.). Если

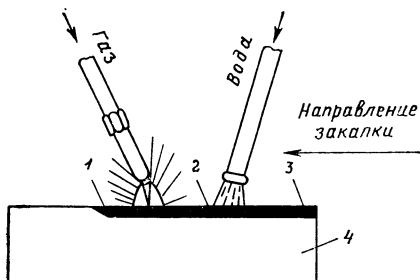


Рис. 2.17. Схема поверхностной закалки при нагреве ацетилено-кислородным пламенем:

1 — нагрев; 2 — охлаждение; 3 — закаленный слой; 4 — незакаленная сердцевина

* Разноразмерность — это разница между наибольшим и наименьшим абсолютными размерами тел качения данного подшипника. Для различных подшипников она задается ТУ в пределах от 0,0015 до 0,003 мм.

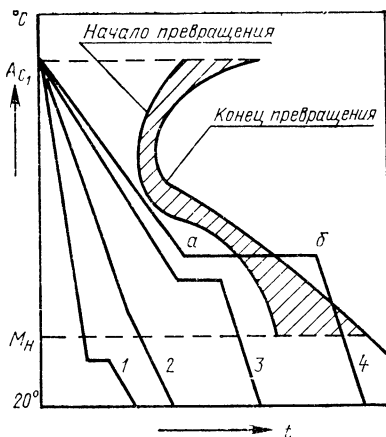


Рис. 2.18. Диаграмма охлаждения для различных способов закалки: 1 — закалка в одной среде; 2 — закалка в двух средах; 3 — ступенчатая закалка; 4 — изотермическая закалка

температурах 400—600° С. В связи с этим ступенчатую закалку применяют для деталей из углеродистой стали небольшого сечения (до 8—10 мм). Для легированных сталей, имеющих небольшую критическую скорость закалки, ступенчатая закалка применима к деталям большого сечения (до 30 мм).

Изотермическую закалку (кривая 4) проводят так же, как ступенчатую, но с более длительной выдержкой при температуре горячей ванны (250—300° С), чтобы обеспечить полный распад аустенита. Выдержка, необходимая для полного распада аустенита, определяется по точкам *a* и *b* и по S-образной кривой (см. рис. 2.46).

В результате такой закалки сталь приобретает структуру игольчатого троостита с твердостью HRC 45—55 и с сохранением необходимой пластичности. После изотермической закалки охлаждают детали с любой скоростью. В качестве охлаждающей среды используют расплавленные соли: 55% KNO₃ + 45% NaNO₂ с температурой плавления 137° С либо 55% KNO₃ + 45% NaNO₂ с температурой плавления 218° С, допускающие перегрев до необходимой температуры.

Изотермическая закалка имеет следующие преимущества перед обычной: минимальное коробление стали и отсутствие трещин; большая вязкость стали.

Изотермическую светлую закалку стальных деталей проводят в специально оборудованных печах с защитной средой. На инструментальных заводах для получения чистой и светлой поверхности закаленного инструмента применяют ступенчатую закалку с охлаждением в расплавленной едкой щелочи. Перед закалкой инструмент нагревают в соляной ванне из хлористого натрия при температуре на 30—50° С выше точки Ac1 и охлаждают при 180—200° С в ванне, состоящей из смеси 75% едкого калия и 25% едкого натра с добавлением 6—8%, воды (от веса всей соли). Смесь имеет температуру плавления около 145° С и благодаря тому, что в ней находится вода, обладает очень высокой закалывающей способностью.

При ступенчатой закалке стали с переохлаждением аустенита в расплавленной едкой щелочи с последующим окончательным охлаждением на воздухе детали приобретают чистую светлую поверхность серебристо-белого цвета. В этом случае отпадает необходимость в пескоструйной очистке деталей и достаточно промывка их в горячей воде.

Закалка с самоотпуском. Сущность ее состоит в том, что детали не выдерживают в охлаждающей среде до полного охлаждения, а в определенный момент извлекают из нее, чтобы сохранить в сердцевине изделия некоторое количество тепла, за счет которого производится последующий отпуск. После достижения

же детали сложной формы, то применяют либо закалку в двух средах, либо ступенчатую закалку.

Закалка в двух средах (кривая 2). Способ состоит в том, что деталь вначале замачивают в воде, быстро охлаждая ее до 300—400° С, а затем переносят в масло, где оставляют до полного охлаждения.

Ступенчатую закалку (кривая 3) выполняют путем быстрого охлаждения деталей в соляной ванне, температура которой намного выше температуры начала мартенситного превращения (240—250° С). Выдержка при этой температуре должна обеспечить выравнивание температуры по всему сечению детали. Далее детали охлаждают до комнатной температуры в масле или на спокойном воздухе, устраняя тем самым термические внутренние напряжения.

Ступенчатая закалка уменьшает внутренние напряжения, коробление и возможность образования трещин.

Недостаток такой закалки заключается в том, что горячие среды не могут обеспечить большую скорость охлаждения при

требуемой температуры отпуска за счет внутреннего тепла деталь окончательно охлаждают в закалочной жидкости.

Правила погружения в закалочную среду. Внедрение напряжения зависит также от способа погружения деталей в закалочную среду. Детали, имеющие толстую и тонкую части, погружают в закалочную среду сначала толстой частью; детали, имеющие длинную вытянутую форму, погружают в строго вертикальном положении, иначе они коробятся.

Местная закалка. Иногда по условиям работы должна быть закалена не вся деталь, а лишь часть ее. В этом случае применяют местную закалку: деталь нагревают не полностью, а в закалочную среду погружают ее целиком. В этом случае закаливается только нагретая часть детали.

Местный нагрев мелких деталей производят в соляной ванне, погружая в нее только ту часть детали, которую требуется закалить, либо нагревают деталь полностью, а охлаждают в закалочной среде только ту часть, которая должна быть закалена.

4. СВОЙСТВА И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАСТМАСС. СКЛЕИВАНИЕ И СВАРКА ПЛАСТМАСС И ПОЛИМЕРНЫЕ ПОКРЫТИЯ

Факторы, определяющие надежность изделий из пластмасс в эксплуатации

Стабильность физико-механических качеств пластмасс в условиях эксплуатации и во времени зависит от природы полимеров, свойств и количества введенных в него наполнителей, стабилизаторов, антиоксидантов и других добавок. Надежность изделий, изготовленных из пластмасс, зависит от условий их изготовления, сборки и эксплуатации. Надежность изделий из пластмасс характеризуют следующие главные факторы: анизотропия свойств (ориентация линейного полимера и волокон наполнителя относительно осей изделия при заполнении форм); точность размеров деталей; наличие внутренних напряжений в детали; вид надмолекулярной структуры полимера; температура эксплуатации и характер нагрузки; эксплуатационная среда и конструктивная форма изделия.

Анизотропные свойства появляются при переработке пластмасс различными методами, особенно при литье под давлением и пресс-литье.

При истечении расплава через узкое отверстие (рис. 2.19, а) (литник) молекулы линейного полимера или волокна наполнителя ориентируются вдоль течения расплава и деталь становится прочной при разрыве и сжатии в этом направлении и ударе в перпендикулярном направлении. Поэтому для получения пол-

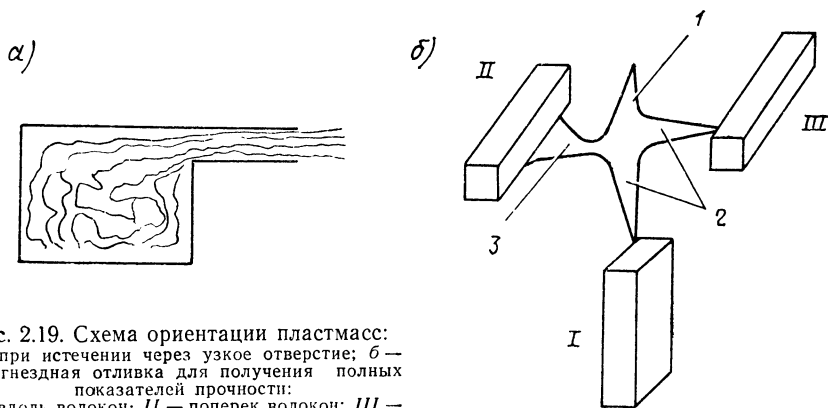


Рис. 2.19. Схема ориентации пластмасс:
 а — при истечении через узкое отверстие; б — трехгнездная отливка для получения полных показателей прочности:
 I — вдоль волокон; II — поперек волокон; III — спай двух потоков;
 1 — центральный литник; 2 — точечный разводящий литник; 3 — шелевой разводящий литник

ных показателей прочности материала в зависимости от направления течения стандартные образцы отливают в трехгнездной пресс-форме с расположением образцов, как указано на рис. 2.19, б.

Точность размеров деталей важна в сборных конструкциях, так как при изменении размеров сопряженных деталей конструкция может деформироваться.

Постоянство размеров деталей из пластмасс зависит, в первую очередь, от правильного учета внутренних напряжений и дополнительной температурной обработки деталей, условий их эксплуатации (температуры, влажности), правильного учета усадки материала, умелого определения и изменения размеров в процессе термообработки и эксплуатации изделия.

Внутренние напряжения в деталях возникают в основном вследствие неодинаковой усадки отдельных частей изделия из-за неравномерности нагрева и охлаждения материала в форме, а также неоднородности структуры полимера.

На образование внутренних напряжений в деталях с высокими стенками оказывают влияние и ориентационные напряжения, возникающие при растекании материала по полости формы. Появлению внутренних напряжений способствует также неодинаковая толщина стенок изделия и наличие ребер. Большие внутренние напряжения могут приводить к появлению трещин в изделиях даже без приложения внешних нагрузок. Литые материала в нагретые формы уменьшает внутренние напряжения. Для снятия внутренних напряжений детали подвергают термической обработке путем нагревания в воде или маслах.

Надмолекулярная структура полимера в изделиях. Полимерные материалы могут иметь разные надмолекулярные структуры (структуры, возникающие в результате упорядочения макромолекул): мелкозернистую, волокнистую, глобулярную, крупнозернистую, ячеистую и др. Наибольшее разнообразие структур наблюдается у кристаллических полимеров. Механическая прочность полимеров с разными структурами различна. Достаточной прочностью обладают полимеры с волокнистой и мелкозернистой структурами.

Образование той или иной структуры зависит от режима изготовления изделия (температуры, время, давления и др.), вида и количества наполнителя.

Возникновение и скорость роста разнообразных надмолекулярных структур также зависят и от внешних условий, поэтому путем варьирования температуры, времени и среды термообработки можно получить полимеры с различными заданными надмолекулярными структурами.

Допустимая температура эксплуатации деталей из пластмасс зависит от природы полимера, вида и качества введенных в него наполнителей, термостабилизаторов и других добавок, а также от характера нагружения. Допустимая температура эксплуатации деталей, работающих под нагрузкой, значительно ниже, чем деталей, работающих без нагрузки. Например, изделия различного назначения из наполненного капрона могут эксплуатироваться при следующих температурах (в °C):

Детали пробкового крана	до 150
Подшипники скольжения	60—80
Зубчатые колеса	50—65

В справочниках термостойкость пластмасс приводится в различных показателях. Термостойкость по Мартенсу — для условий изгиба и подобных ему напряжений; термостойкость по Вика — для условий вдавливания, сжатия, среза.

Характер нагрузки. Полимеры (полиэтилен, полипропилен, полиамиды и др.), склонные к ползучести, в деталях, работающих на растяжение, сжатие, статический изгиб, применяются ограниченно. Они относительно устойчивы к кратковременному удару, многократным перегибам в пленках.

Хрупкие термопласты (полистирол, акрилопласты и др.), а также реактопласты с порошковым наполнителем (карболиты, аминопласты) неустойчивы к удару. Усилия на растяжение, сжатие, статический изгиб и кручение они переносят при слабом нагружении.

Введение волокнистого и слоистого наполнителей в полимеры значительно повышает их сопротивление разрыву, вибрации, удару. У термопластов, кроме того, снижается ползучесть.

Эксплуатационная среда. Устойчивость различных пластмасс к агрессивным средам, солнечной радиации, облучению коронным разрядом, воздействию токов высокой частоты, грибкам и плесени, условиям тропического климата и другим различна.

При конструировании изделий из пластмасс руководствуются практическими требованиями к форме изделия с учетом назначения и условий его работы, способа изготовления и последующей обработки, величины и характера нагружения. Ниже приведены некоторые требования к форме изделий из пластмасс.

Пластмассовая деталь (изделие) по форме должна быть простой, чтобы ее можно было изготовить в несложной пресс-форме.

Сложные изделия выгоднее выполнить из отдельных простых элементов, соединяемых сваркой, или при помощи резьбы и др.

Толщина сечения во всех частях детали должна быть одинаковой. Толстые стенки нерациональны и вызывают недоотверждение пресс-материала, утяжины термопластов в утолщенных местах и др. Если толщина сечений детали должна быть различной, места переходов выполняют без резких изменений.

Ребра жесткости повышают жесткость деталей, предотвращают их коробление, облегчают растекание материала и способствуют хорошему заполнению литьевых форм. С помощью ребер жесткости повышают прочность изделия, не увеличивая толщины его стенок.

Форма изделия по возможности должна быть обтекаемой, а углы и грани закругленными. Это увеличивает механическую прочность изделия, облегчает течение материала в форме.

Технологические уклоны необходимы при литье под давлением, прессовании, термоформовании, они облегчают съем изделий. Величина уклона назначается примерно 1° , в отдельных случаях 2° .

Сечение арматуры по сравнению с сечением пластмасс должно быть небольшим, чтобы в результате разности усадок пластмассы и материала арматуры не появились трещины.

Для предотвращения проворота и вырыва арматуры на ней делают накатку или кольцевые выточки. В пресс-форме должны быть предусмотрены элементы, фиксирующие положение арматуры до заполнения формы.

Технические требования к пластмассам.

Выбор и применение пластмасс

Основными техническими требованиями, которые определяют выбор пластмасс, являются: рабочая среда; температура, при которой работает деталь; воспринимаемые или передаваемые этой деталью нагрузки; необходимый коэффициент трения, если он имеет значение.

При выборе пластмасс учитываются также специфические требования — диэлектрические и теплозвукоизоляционные свойства, прозрачность, способность пропускать ультрафиолетовые лучи и др.

В зависимости от области применения пластмассы разделяются на следующие группы.

Пластмассы общего назначения: фенольные пресс-порошки, наполненные древесной мукой типов К-15-2, К-18-25, монолит и другие (ГОСТ 5689—66). Из этих материалов изготавливаются рукоятки, маховички, телефонные аппараты, корпуса небольших радиоприемников и проигрывателей, электроустановочная арматура (патроны, розетки, выключатели, цоколи радиоламп) и др.

Пластмассы с высокими диэлектрическими свойствами: фенольные пресс-порошки марок К-212-2 и К-211-2, применяемые для изготовления деталей зажигания двигателей; К-211-3 и К-211-34 — для радиотехнических деталей, работающих на установках токов высокой частоты; пресс-материалы К-77-51 и К-78-51 — для дугостойких деталей; электротехнический текстолит и гетинакс; поливинилхлоридный пластикат (кабельный); полистирол, полиэтилен и др.

Пластмассы с высокими механическими свойствами — слоистые материалы, изготавливаемые на основе хлопчатобумажной ткани (текстолит), стеклоткани, стеклянных матов и стеклошпона (стеклотекстолит), асбестовой ткани (асботекстолит), древесного шпона (различные марки ДСП), бумаги (гетинакс).

Пластики, обладающие фрикционными свойствами: пресс-материалы КФ-3, КФ-3М и асботекстолит ЭТ, применяющиеся для изготовления тормозных колодок.

Пластики, обладающие антифрикционными свойствами: текстолит, древесно-слоистые пластики и волокнит, полиамиды и фторопласт-4, из которых делают вкладыши подшипников, втулки и другие антифрикционные детали.

Химически стойкие пластмассы: все виды пластмасс, в той или иной степени стойкие к различным агрессивным средам.

К наиболее стойким, применяемым для работы в сильноагрессивных средах, относятся фторопласт-4, фторопласт-3, полиэтилен, полипропилен, винилпласт, асбовинил, фенолит, асфальтопечковая масса, а также специальные кислотостойкие древеснослоистые пластмассы.

Пластики для деталей машин пищевой промышленности: карбамидные пластмассы, органическое стекло, полиэтилен, полипропилен, полистирол и др.

Прозрачные пластмассы: органическое стекло (применяемое для остекления кабин различных машин, линзы и т. п.); полистирол; целон (материал на основе ацетилцеллюлозы) для часовых стекол; бесцветный прозрачный целлулоид, на основе которого изготавливается безосколочное многослойное стекло; стеклонеполненные полиэфирные для замены силикатного стекла.

Термоизоляционные пластмассы: пенопласты, мипора, пористые материалы на основе полиэфирных смол и изоцианатов, поропласты на основе полистирола, поливинилхлорида и др.

Пленочные материалы на основе поливинилхлорида, полиэтилена, полиамидов и др.

Технические характеристики компонентов пластмасс

Источниками сырья для изготовления пластмасс служат природный газ, нефть, уголь и воздух.

В состав большинства пластмасс, кроме полимерного связующего (смол), могут входить наполнители, пластификаторы, красители, отвердители, стабилизаторы, смазывающие вещества и другие добавки.

Пластмассы могут состоять из одного или нескольких компонентов (веществ) и в зависимости от этого делятся на простые и сложные.

Связывающие смолы делятся на искусственные и природные. К искусственным связывающим смолам относятся фенолформальдегидная, мочевиноформальдегидная и другие.

Связывающими смолами природного происхождения являются янтарь, шеллак, асфальты, канифоль и др.

Связывающие вещества скрепляют в одно целое весь комплекс веществ, составляющих пластмассу.

Наполнители вводятся в состав пластмасс для уменьшения усадки, придания механической прочности, уменьшения расхода смолы и удешевления пластмассы; придают пластмассе термическую стойкость, электроизоляционные, фрикционные и другие свойства.

Наполнители делятся на органические и минеральные, а по строению — на порошкообразные, волокнистые и слоистые. В качестве порошкообразных наполнителей применяют мрамор, графит, тальк, а чаще всего древесную муку. Волокнистые наполнители вводятся в виде отдельных волокон асбеста, хлопковых очесов, обрезков бумаги, ткани, стеклоткани и др. Слоистыми наполнителями является бумага, ткань, стеклоткань, шпон. От характера наполнителя зависят свойства и внешний вид пластмассы.

Пластификаторы — вещества, вводимые в состав пластмасс с целью придания большой пластичности, гибкости и уменьшения хрупкости. В качестве пластификаторов применяют олеиновую кислоту, стеарин, стеарат алюминия, касторовое масло, камфору и др.

Красители вводятся в состав пластмасс для придания окраски; применяют измельченные минеральные красители или растворенные в спирте органические красители.

Соотношение основных составных частей пластмасс обычно изменяется в следующих пределах: связующая смола составляет от 30 до 60%; наполнитель от 40 до 70%; смазывающие вещества от 1 до 2% (стеарин, воск и другие облегчают прессование пластиков и предотвращают прилипание пластмасс к горячим стенкам пресс-формы во время прессования); краситель от 1 до 1,5%; пластификаторы и другие вещества составляют менее 1%.

Полимеризация — процесс соединения большого числа молекул низкомолекулярных веществ в одну молекулу, при этом не происходит выделения какого-либо низкомолекулярного соединения.

Поликонденсация — процесс образования высокомолекулярного вещества в результате соединения большого числа молекул низкомолекулярных веществ — происходит с одновременным выделением воды, спирта, аммиака, хлороводорода или других низкомолекулярных продуктов.

В зависимости от химических свойств применяемых смол пластмассы, получаемые на их основе, подразделяются на две основные группы: термопластичные и термореактивные.

Экспресс-методы идентификации (распознавания) пластмасс

Разные по своему химическому происхождению полимеры трудно отличить один от другого по внешнему виду. Для определения полимерных соединений существует целый ряд методов, связанных с физико-механическими испытаниями или спектральным и химическим анализом. С помощью этих методов достаточно точно определяют происхождение, структуру, молекулярный вес полимеров, но тратят много времени.

В практике для быстрой идентификации различных пластмасс используют разное поведение их в пламени и растворителях. Эти особенности для пластмасс приведены в табл. 2.8, в которой растворители для различных пластмасс имеют следующую нумерацию:

- | | |
|--------------------------------|---|
| 1 — бензин; | 11 — хлороформ; |
| 2 — бензол; | 12 — диоксан; |
| 3 — метилхлорид; | 13 — фенол 80%-ный; |
| 4 — этиловый эфир; | 14 — муравьиная кислота; |
| 5 — ацетон; | 15 — уксусная кислота; |
| 6 — этилацетат; | 16 — соляная кислота концентрированная; |
| 7 — этиловый спирт; | 17 — серная кислота концентрированная; |
| 8 — вода; | 18 — тетрагидрофуран; |
| 9 — пиклогексанон; | 19 — пиридин; |
| 10 — четыреххлористый углерод; | 20 — дихлорэтан. |

Таблица 2.8

Идентификация пластмасс по поведению их в пламени и растворителях

Полимеры	Поведение в пламени	Поведение в растворителях
	Термореактивные	
Фенопласты с различными наполнителями	Не плавятся, загораются с трудом. Запах фенола и формальдегида	Исходные растворимы в растворителях 5, 7, 9—11, 19; отвержденные не-растворимы
Аминопласты	Загораются с трудом, обугливаются с белым налетом по краям. Запах формальдегида и аммиака	Исходные растворимы в растворителях 8, 15, 19; разрушаются в растворителях 16, 17; отвержденные нерастворимы

Полимеры	Поведение в пламени	Поведение в растворителях
Эпоксипласты с различными наполнителями	Горят светящимся пламенем, при удалении пламени гаснут. Запах фенола	Исходные растворимы в растворителях 2—7, 9—12, 17—19; отвержденные нерастворимы
Полиэфирные	Горят светящимся пламенем, запах сладковатый	Исходные растворимы в растворителях 2, 5—7, 9, 11, 12, 18, 19; отвержденные нерастворимы
Термопластичные		
Полиэтилен ВД и НД	Горят синеватым светящимся пламенем с оплавлением и подтеканием полимера. Запах горячей парафиновой свечи	При обычной температуре нерастворимы. При 80° С растворимы в растворителях 2, 10, 11, 19
Полипропилен	Горит хорошо светящимся, а у основания — синеватым пламенем с подтеканием полимера. Запах жженой резины или горящего сургуча	При обычной температуре нерастворим. При 80° С растворим в растворителях 2, 10, 11
Полистрол и его сополимеры	Пламя яркое, сильно коптящее. Запах сладковатый цветущих гиацинтов	Растворяются в растворителях, 2, 3, 10—12, 19
Полиакрилаты (оргстекло)	Пламя синевато-светящееся. Запах фруктовый	Растворяются в растворителях 2, 3, 5, 6, 9 и при нагревании в этиловом спирте
Полиметилметакрилат	Пламя светящееся, слегка коптящее. Запах острый	Растворяется в растворителях 2, 3, 5—7, 9, 11, 12, 15, 20
Поливинилбутираль	Хорошо горит синеватым пламенем с желтизной по краям. Запах масляной кислоты	Растворяется в растворителях 2, 3, 6, 7, 19
Поливинилхлориды (винилпласты, пластикаты)	Горят ярко-зеленым пламенем, при удалении пламени гаснут. Запах резкий хлористого водорода и хлора	Растворяются в растворителях 9—11, 19, 20
Фторопласт-4	Не горит. Плавится при температуре выше 370° С	Не растворяется ни в одном из указанных растворителей
Фторопласт-3	Горит с трудом, при удалении пламени гаснут. По месту горения полимер эластичный с налетом копоти. Запах прокаленного асбеста	При обычной температуре нерастворим. Растворяется при нагревании в толуоле и четыреххлористом углеороде
Полиамиды (капрон и др.)	Горят синеватым пламенем с желтыми краями со стеканием жидкого полимера. Запах жженой кости	Растворяется в растворителях 13—16
Полиуретаны	Горят хорошо, синеватым пламенем с желтыми краями. Запах острый изоцианата и миндальный — синильной кислоты	Растворяется в растворителях 13—15, 17

Полимеры	Поведение в пламени	Поведение в растворителях
Поликарбонат	Горит с трудом с выделением копоти, при удалении пламени гаснет. По месту горения материал хрупкий, с налетом копоти. Запах цветочный	Растворяется в растворителях 3, 12, 18, 20
Полиформальдегид	Горит, как сухой спирт с потрескиванием некоптящим синеватым пламенем. Запах после прекращения горения резкий паров формальдегида	При обычной температуре нерастворим. При температуре выше 100°С растворим в фенолах
Этрол нитроцеллюлозный	Мгновенное воспламенение, интенсивно горит светящимся пламенем. Запах окислов азота и камфоры	Растворяется в растворителях 5, 6, 9, 12, 15, 19
Этрол этилцеллюлозный	Горит хорошо желто-зеленым пламенем. Запах жженой бумаги	Растворяется в растворителях 2, 3, 5—7, 9, 12, 15, 19. Набухает в растворителях 4, 10
Этрол ацетобутират-целлюлозный	Горит светящимся желтым пламенем. Запах масляной кислоты и жженой бумаги	Растворяется в 5, 6, 12, 15, 19. Набухает в растворителях 7, 10

Классификация и терминология пластмасс

Пока еще не создано единой международной классификации пластмасс. Одни и те же пластмассы, выпускаемые в разных странах или даже разными фирмами, имеют различные названия. Так, например, полиэтилен (СССР), алкатен (Англия), хифлекс (США), ротен (Япония); один и тот же слоистый пластик — текстолит — имеет названия: ферроцель, микарта; ламитекс, инсурок, револит, райртекс и т. д.

Согласно ГОСТу 1951 г., пластмассы в зависимости от химической природы полимеров, используемых для их производства, разделены на четыре класса: А, Б, В и Г.

Класс А. Пластмассы на основе высокомолекулярных соединений, получаемых цепной полимеризацией: полиэтилен ВД, полиэтилен НД, полипропилен, винипласт и пластикаты на основе поливинилхлорида, полиизобутилен, фторопласты, полистирол и его сополимеры, этинопласты (поливинилбутироль и др.), акрилопласты, асбовинил и др.

Класс Б. Пластмассы на основе полимеров, получаемых поликонденсацией и ступенчатой полимеризацией: фенопласты с разными наполнителями (пресс-порошки, волокниты, текстолиты, стеклотекстолиты, фаолит и др.), аминопласты, мелалит, анилинопласт, эфиропласты, полиамиды (капрон и др.), уретанопласты, композиции на основе кремнийорганических смол (силиконопласты), эпоксиласты.

Класс В. Пластмассы на основе химически модифицированных природных полимеров. К ним относятся пластмассы на основе производных целлюлозы (целлулоид, этролы различных марок и др.), а также галалит.

Класс Г. Пластические массы на основе природных и нефтяных асфальтов и смол — битумопласты с различными наполнителями.

Техническое название пластмасс в СССР определяется, как правило, названием полимера и составом композиции. Так, например, фенольные пластики имеют индивидуальные марки: К-15-2, К-211-2, монолит, фаолит и т. д.; аминопласты — битумопласты с различными наполнителями.

пласты: А, Б, К-77-51, К-73-2 и т. д.; полиамиды: П-68, П-54, АК-7, капрон, анид и т. п. Многие технические названия пластмасс сложились практически и укоренились в обиходе. По ГОСТу принята методически и научно обоснованная техническая терминология пластмасс с учетом связующего, наполнителя, метода переработки или характера распределения наполнителя, например текстолит называется фенотекстослоем.

Новая классификация. В силу некоторой сложности гостовской терминологии в 1959 г. НИИПМ была предложена новая классификация с сохранением практически сложившейся терминологии пластмасс. По этой классификации сохраняются четыре класса, принятые по ГОСТу. Кроме того, пластмассы делятся на две основные группы: термореактивные и термопластичные и на подгруппы по физико-механическим свойствам.

Термореактивные полимерные соединения при нагревании легко переходят в вязкотекучее состояние, но с увеличением длительности действия повышенных температур в результате химической реакции переходят в твердое нерастворимое и неплавкое состояние. К этой группе относятся фенопласты, аминопласты, эфиропласты, силиконопласты, эпоксиласты, полиэфирные.

Термопластичные полимерные соединения при нагревании приобретают пластичность, при охлаждении возвращаются в жесткое состояние, повторно и неоднократно плавятся без изменения свойств материала. К ним относятся все пластмассы класса А и частично класса Б (полистирол, полиэтилен, винипласт, капрон и др.).

Методы получения некоторых термопластов и их товарная фабрикация

Полиэтилен производят полимеризацией газа этилена при высоком, среднем и низком давлениях. Полиэтилен, получаемый при высоком давлении, называют полиэтиленом высокого давления (ВД) или низкой плотности (НП). Товарный полиэтилен ВД выпускают окрашенным и неокрашенным, в гранулах. Полиэтилен, получаемый при низком давлении, называют полиэтиленом низкого давления (НД) или высокой плотности (ВП). Товарный полиэтилен НД выпускают окрашенным и неокрашенным, в гранулах и иногда в порошке.

Полипропилен получают полимеризацией газа пропилена; товарный выпуск в гранулах и в виде мелкодисперсного порошка белого цвета.

Полистирол получают блочной, эмульсионной и суспензионной полимеризацией стирола (винилбензола) — жидкого синтетического продукта; выпускают неокрашенным и окрашенным, в порошке и гранулах. Неокрашенный полистирол после плавления и охлаждения — прозрачный и бесцветный материал.

Поливинилхлорид производят суспензионной и эмульсионной полимеризацией винилхлорида — газообразного синтетического продукта; выпускают неокрашенным и стабилизированным в виде порошка.

Винипласт жесткий получают из поливинилхлорида с добавкой стабилизаторов и смазок путем горячего вальцевания с последующим каландрованием (пленка), прессованием (листы) и эскрузией (трубы).

Пластифицированный поливинилхлорид получают в виде гранул, пленок, рулонов путем смешения поливинилхлорида с пластификаторами, стабилизаторами и другими добавками и последующего вальцевания или экструдирования на шнек-машинах.

Полиакрилаты получают блочной и эмульсионной полимеризацией акриловой и метакриловой кислот и их эфиров. Блочной полимеризацией получают прозрачные листы и блоки (органическое стекло), эмульсионной полимеризацией — порошки; выпускают в виде листов (стекло), поделочных заготовок, порошков и гранул.

Фторопласты получают полимеризацией тетрафторэтилена, трифторхлорэтилена или других фторпроизводных синтетических газов; выпускают в виде аморфных порошков белого цвета.

Полиамиды различных марок производят поликонденсацией различных дикарбоновых кислот с диаминами; при полимеризации капралактама получают капрон.

Полиуретаны получают поликонденсацией двух жидких синтетических продуктов (диизоцианатов с полиэфирами). Пенополиуретан (поролон) получают при взаимодействии диизоцианатов с полиэфирами в присутствии активаторной композиции, последняя состоит из воды, эмульгаторов, диспергаторов и других добавок.

Поликарбонаты. Отечественный поликарбонат называют дифлон; получают реакцией фосгенирования диоксидифенилалканов и другими методами.

Полиформальдегид получают полимеризацией газообразного формальдегида при пропускании его через органический растворитель (толуол, пентан и др.), содержащий катализатор. Товарный выпуск в гранулах.

Этролы — пластмассы, получаемые на основе эфиров целлюлозы и минеральных наполнителей. Промышленное значение имеют в настоящее время этролы на основе этилцеллюлозы, эцетилцеллюлозы, ацетобутиратцеллюлозы и нитроцеллюлозы. Товарный выпуск в виде окрашенных и неокрашенных гранул.

Полиамидные смолы для синтетических волокон

Полиамидные смолы (капрон, перлон, нейлон, энант и др.) применяют в виде пластмасс и для изготовления высокопрочных синтетических волокон.

Наиболее широко используется капрон.

Капрон — продукт полимеризации капролактама; волокна его отличаются малой плотностью ($1,1 \text{ г/см}^3$), упругостью и высокой прочностью (после вытяжки на 500% $\sigma_b = 450 \text{ МН/м}^2$); теплостойкость $100\text{—}120^\circ \text{C}$; изготавливают ленты ЛКТ для мягкого крепления остекления авиационной техники, кордные ткани для авиакрышек, ткань МЭК для компенсаторов элеронов, ткань АТ для облицовки теплоизоляции и для шнуров парашютов.

Кроме того, из капроновых и нейлоновых смол литьем под давлением получают различные втулки, шестерни, фитинги, рукоятки и другие мелкие детали.

Теплозвукоизоляционные материалы — пенопласты

Пенопласты применяют в качестве теплозвукоизоляционных материалов, которым искусственным путем придано пористое строение; на основе полимеризационных и конденсационных смол имеют малую плотность и гигроскопичность, высокую бензо- и маслостойкость, надежные теплозвукоизоляционные свойства, негорючи; хорошо обрабатываются режущим инструментом и поддаются склеиванию; достаточно вибростойки.

Для изготовления пенопластов применяют термореактивные фенольно-формальдегидные, полиэфирные и полисилоксановые или термопластичные смолы — полистирольные, полихлорвиниловые и др.

Поливинилхлоридный пенопласт выпускают жестким (ПХВ-1) и эластичным (ПХВ-9). Последний используется в конструкции самолетов для теплозвукоизоляции настила полов как заполнитель авиационных трехслойных конструкций. Из него изготавливают спасательные средства — пояса, плотики и т. д.; в контакте с металлами вызывает коррозию, поэтому необходима защита лакокрасками.

Полистирольный пенопласт выпускают марок ПС-1, ПС-4 (и др.) в виде формовых изделий сложной формы и плит; он обладает достаточными механическими свойствами; не вызывает коррозии металлов; хорошо обрабатывается столярными инструментами; в нагретом состоянии гнется и штампуются; хорошо склеивается клеями Б-3, БФ-2, ПУ-2, ПУ-101 и др. Пенопласты ПС-1 и ПС-4 применяются для теплозвукоизоляции панелей полов авиационной техники, в радиотехнике — при изготовлении обтекателей радиолокационных станций, при производстве спасательных средств и в холодильной технике.

Фенольноформальдегидный пенопласт выпускают марок ФФ, ФК-20, ФК-40 и ФК20-А20. Пенопласты этих марок состоят из новолачной смолы и каучука; обладают повышенной теплостойкостью; не вызывают коррозии металлов; применяют в качестве заполнителей сложных трехслойных конструкций, работающих при повышенных температурах.

Механические свойства пенопластов повышают путем армирования фанерой, стеклотканью или дюралюминием, т. е. путем склеивания листового пенопласта с тонкими листами фанеры, стеклоткани или дюралюминия.

Мипора — мелкопористая масса белого или желтого цвета, которая получается из мочевиноформальдегидной смолы в смеси с пенообразователем, катализатором.

Мипора применяется для теплозвукоизоляции. Объемный вес ее не более 20 Н/м².

Поролон — мягкий, эластичный и пористый материал, полученный путем взаимодействия полиэфирных смол с диизоцианатом. Объемный вес поролона 30—300 Н/м³, теплостойкость 150° С. Применяется для изготовления подушек кресел авиационной техники. Механические свойства пенопластов приводятся в табл. 2.9.

Таблица 2.9

Механические свойства пенопластов

Материал	Удельный вес, кгс/см ³	Предел прочности, МН/м ²		Удельная ударная вязкость, кДж/м ²	Линейная усадка за 24 ч при 60° С, %
		при сжатии	при растяжении		
Пенополистиролы:					
ПС-1	60—220	0,3—3,0	4,2	1,7	0,7
ПС-1У	50—80	0,4	1,0—1,4	1,0	0,8
Пенополивинилхлорид марки ПХВ-1	70—2200	0,4—1,5	1,8—4,6	4,0	0,9
Пенофенолформальдегид марки ФФ	190—220	1,0	1,2	0,12	1,3
Пенополиуретан марки ПУ-101	100—120	0,8—0,9	1,0	0,4	1,0

Полиэтилен, его свойства и применение

Физико-механические свойства. Полиэтилен — продукт полимеризации этилена; по способу производства делится на полиэтилен высокого давления ВД и полиэтилен низкого давления НД; имеет молочно-белый цвет, малую плотность 0,92 г/см³; предел прочности $\sigma_B = 140$ МН/м² при относительном удлинении $\delta = 150$ %; эластичность сохраняется до —70° С; твердый роговидный материал, на ощупь напоминает парафин; самый легкий из пластмасс; имеет высокие электроизоляционные свойства; химически стоек; не пропускает влагу и воздух; устойчив против радиоактивных излучений.

Применение и обработка. Из полиэтилена отливают золотники, вентили, краны, изготавливают пленку, трубы, листы, посуду, тару, каркасы контурных катушек и др.

Полиэтилен перерабатывают в изделия путем горячего прессования, штамповки и литья под давлением. Он хорошо режется, сваривается. Прочность сварного шва при повышенных температурах гораздо ниже, чем при нормальной температуре.

Поливинилхлорид, его свойства и применение

Поливинилхлорид — продукт полимеризации хлористого винила; мелкодисперсный белый порошок, из которого выпускают жесткие и мягкие пластмассы.

Винилпласт — жесткая поливинилхлоридная пластмасса, не содержащая пластификатора; получают его путем пластикации смеси из поливинилхлоридной смолы, стабилизатора, смазывающих добавок на вальцах при 160—190° С; изготавливают трех марок — непрозрачный (ВН), прозрачный (ВП) и нетоксичный (ВНТ); выпускают в виде пленки, листов, труб, стержней, профилей, прутков и др.

Применение винилпласта. Из винилпласта ударным прессованием изготовляют гайки, маховички, клапаны, вставки к аккумуляторным бачкам, соединительные муфты. Винилпласт является хорошим антифрикционным, электроизоляционным и конструкционным материалом; хорошо подвергается обработке резанием, сваривается, штампуются, склеивается с другими материалами.

Винилпласт также применяется для изготовления горячим прессованием при 120—175° С профилированных деталей конструкционного, электроизоляционного и антикоррозионного назначения.

Мягкий поливинилхлорид — пластикат получают путем смешения смеси смолы, до 40% пластификатора, стабилизатора и красителя на подогретых вальцах.

Выпуск и применение. Пластикаты выпускают нескольких марок: прокладочный, кабельный, температуроустойчивый и специальный. Из него изготовляют прокладки, различные электроизоляционные трубки (с морозостойкостью до —50° С), герметизирующие детали, ремни, манжеты. Пластикат обладает высокой химической стойкостью.

Для зачехления авиационных двигателей и агрегатов при консервации применяют упаковочную пленку В-118 толщиной 0,19—0,27 мм.

На основе поливинилхлоридной смолы получают также линолеум, кожзаменители, клеенки, лакокрасочные материалы, которыми пропитываются ткани для придания им огнестойкости.

Физико-механические свойства некоторых пластмасс приведены в табл. 2.10.

Таблица 2.10

Физико-механические свойства некоторых пластмасс

Свойство	Текстолит ПТК, ПТ	Текстолит А, В	Гетинакс	Стекло- текстолит	Оргстекло	Винил- пласт
Удельный вес, гс/см ³	1,3—1,4	1,3—1,4	1,3—1,4	1,65—1,85	1,18	1,35—1,4
Водопоглощаемость за 24 ч, % привеса образца	0,8	0,5—1,5	0,6—0,7	0,6—1,4	0,3	0,01
Теплостойкость по Мартенсу, °С	125	120—130	150	180	60—80	0,5
Твердость по Бри- неллю, НВ	34	30	25—30	24—35	18	до 15
Предел прочности при изгибе, МН/м ²	140—160	80—120	100—130	220—280	95	100—120
Предел прочности при сжатии, МН/м ²	230—250	150	240—340	300—330	110	80—100
Предел прочности при растяжении, МН/м ²	85—100	50—65	80—100	280	65	40—60
Относительное удли- нение при разрыве, %	1	—	1	0,5—1	До 4	10—25
Модуль упругости, МН/м ²	(6—10)10 ³	—	(10—18)10 ³	(12—23)10 ³	2,8·10 ³	(0,3—0,4)10 ³

Механическая обработка, склеивание и сварка винилпласта и пленки

Распиливание винилпласта можно производить всеми типами пил, применяемых для распиливания металла и дерева, но не допускать разогревания, так как винилпласт при этом размягчается и замазывает пилу. Винилпласт нельзя резать абразивными кругами так как они быстро засаливаются.

Склеивание винилпласта производится 10%-ным раствором перхлорвиниловой смолы в этилацетате. Перед склеиванием поверхности обрабатывают шлифовальной шкуркой. После этого наносят слой клея и выдерживают на открытом воздухе около часа. Затем склеиваемые поверхности складывают и под небольшим грузом оставляют на 24 ч.

Сварка винилпласта. Винилпласт при нагревании становится пластичным, что позволяет сваривать его с применением присадочной проволоки из этого же материала. Нагрев производится горячим воздухом при помощи специальных пистолетов различных конструкций. Необходимо иметь в виду, что от длительного нагревания пластик разлагается. Швы применяют: встык, угловой, валиковый и внахлестку.

Диаметр сварочной проволоки выбирают в зависимости от толщины свариваемого материала. Так, для толщины свариваемого материала от 3 до 5 мм берут проволоку диаметром 2 мм; для материала толщиной от 5 до 16 мм — диаметром 3—4 мм. В процессе сварки проволоку держат перпендикулярно шву и слегка нажимают на нее в осевом направлении. Нагревают проволоку так, чтобы она размягчалась на очень малой длине. Хорошо выполненные швы встык при испытании на растяжение слабее целого материала не более чем на 25%.

Склеивание полихлорвиниловой пленки. Листы пластика склеиваются клеем КДВ-2 в торец с наклеиванием накладки из того же материала шириной не менее 25 мм. Места склейки протирают бензином и чистой сухой ветошью.

Клей КДВ-2 наносят мягкой кистью ровным слоем на поверхность пластика, на которую наклеивается накладка. После этого делается открытая выдержка в течение 20—30 мин для удаления растворителя. Затем наносят второй слой клея на участок длиной 100—150 мм и немедленно прижимают насадку к этому участку при помощи ролика или тампона. После этого клей наносят на следующий участок такой же длины и таким же образом прижимают насадку.

После наклейки всей накладки создают равномерное давление на весь участок склейки с силой $0,01—0,05 \text{ МН/м}^2$ ($0,1—0,5 \text{ кгс/см}^2$) и выдерживают при комнатной температуре не менее 2 ч. Затем дополнительно выдерживают без давления в течение не менее одних суток и этим заканчивается процесс сварки.

Сварка полихлорвиниловой пленки. Листы пластика сваривают контактной сваркой при помощи ролика, имеющего внутри электрообогрев. Пластик подготавливают к сварке так же, как и к склейке. Затем на свариваемый участок накладывают кальку или гладкую бумагу и с нажимом проводят по нему разогревающим роликом. Под действием тепла пластик размягчается и соединяется. Никакой последующей обработки места сварки или выдержки не требуется.

Для определения величины удельного сопротивления разделению при вырубке контуров (отверстий) пользуются данными табл. 2.11.

Т а б л и ц а 2.11

Значение удельного сопротивления разделению при вырубке контуров

Материал	Сопротивление разделению	
	в Н/м^2	в кгс/мм^2
Гетинакс обыкновенный	$98 \cdot 10^6—117,6 \cdot 10^6$	10—12
Гетинакс фольгированный	$107,8 \cdot 10^6—127,4 \cdot 10^6$	11—13
Стеклотекстолит обыкновенный	$117,6 \cdot 10^6—137,4 \cdot 10^6$	12—14
Стеклотекстолит фольгированный	$127,4 \cdot 10^6—146 \cdot 10^6$	13—15
Стекловолокнит	$98 \cdot 10^6—107,8 \cdot 10^6$	10—11
Текстолит	$88,2 \cdot 10^6—98 \cdot 10^6$	9—10
Оргстекло	$68,6 \cdot 10^6—88,2 \cdot 10^6$	7—9
Полиэтилен	$29,4 \cdot 10^6—39,2 \cdot 10^6$	3—4
Фторопласт	$19,6 \cdot 10^6—29,4 \cdot 10^6$	2—3
Винилпласт	$58,8 \cdot 10^6—78,4 \cdot 10^6$	6—8
Резина	$4,9 \cdot 10^6—19,6 \cdot 10^6$	0,5—2

П р и м е ч а н и е. В таблице приведены значения удельного сопротивления разделению при вырубке контуров и отверстий диаметром более 10 мм.

Полистирол и его применение для изготовления изолирующих деталей и стирофлекса

Полистирол — белый порошок или гранулы, полученные путем блочной или эмульсионной полимеризации стирола в присутствии катализатора; твердый, упругий, бесцветный материал (пропускает 90% видимого света); водостоек и химически стоек, устойчив к радиоактивному облучению по сравнению с другими пластмассами. Изделия из полистирола изготавливают горячим прессованием или литьем под давлением.

Блочные полистиролы Д (неокрашенные) и Т (окрашенные) обладают высокими электронизоляционными свойствами, поэтому из них изготавливают различные изолирующие детали, а также тонкую пленку (0,10—0,02 мм), которая называется стирофлексом, заменяющая слюду в конденсаторах высокочастотных установок.

Недостатком полистирола является его низкая теплостойкость (80—90° С), склонность к старению и образованию трещин.

Допуски на размеры отпрессованных изделий из пластмасс с учетом усадки приведены в табл. 2.12.

Для полистирола и оргстекла величина усадки колеблется от 0,2 до 1%.

Т а б л и ц а 2.12

Допуски на размеры изделий из пластмасс

Размеры изделия, мм	Допустимые отклонения размеров, мм	
	перпендикулярных оси прессования	параллельных оси прессования
До 12	$\pm 0,05$	$\pm 0,15$
12—50	$\pm 0,13$	$\pm 0,30$
50—75	$\pm 0,20$	$\pm 0,35$
75—100	$\pm 0,27$	$\pm 0,40$
100—150	$\pm 0,40$	$\pm 0,50$

Фторопласты и их применение

Фторопласты — пластические массы, получаемые полимеризацией фторо-производных этилена, обычно трифторхлорэтилена или тетрафторэтилена. Промышленностью выпускаются фторопласт-3 и фторопласт-4.

Фторопласт-3 — однородный рыхлый порошок, из которого прессованием получают полупрозрачный роговидный материал от бесцветного до коричневого цвета; хорошо обрабатывается резанием; изделия из него могут эксплуатироваться до 70° С; химически стоек; водой не смачивается; перерабатывается в изделия прессованием, литьем под давлением и экструзией; применяют для защиты металлов от коррозии путем нанесения пленки, для изготовления прокладок, манжет, деталей клапанов, электроизоляционных деталей, мембран, работающих в интервале температур от —195 до +70° С.

Фторопласт-4 получают в виде белых крупинки; при обычной температуре напоминает по твердости жесткую резину, а при 320° С становится прозрачным и приобретает пластичность; термическое разложение начинается около 450° С; не горюч и не смачивается никакими жидкостями; по химической устойчивости превосходит все известные материалы и, вводя наполнители — графит, асбест, коксовую пыль, стеклянное волокно, улучшает механические свойства; плотность составляет 2,3 г/см³, $\sigma_B = 16 \text{ МН/м}^2$, $\delta = 250\%$.

Применение фторопласта-3. Благодаря сохранению хороших пластических свойств в широком интервале температур фторопласт-4 является хорошим и надежным уплотнительным материалом для изготовления прокладок, сальниковых набивок, манжет. Его также применяют в качестве компонента для жаростойких лаков; изготавливают прозрачные пленки, сохраняющие эластичность до —100° С, и др.

Обработка стеклотекстолита

Предупреждение. При обработке стеклотекстолита необходимо принять меры предосторожности, так как его пыль вредна для здоровья человека. Кроме того, она вызывает повышенный износ трущихся частей сочленений.

Обработку стеклотекстолита производят инструментами из быстрорежущей стали или инструментом, оснащенным пластинками из твердого сплава. Точение и фрезерование производится так же, как и текстолита (см. п.18).

Распиливание стеклотекстолита производят ножовками или на ленточном станке для распиливания металла с тонким пыльным полотном (толщина полотна 1 мм) и шагом зубьев 4—5 мм. Лучшие результаты получаются при резке абразивными кругами из карборунда. Листовой стеклотекстолит режут ручными или приводными ножницами.

Сверление отверстия диаметром до 5 мм производят спиральными сверлами из быстрорежущей стали. Большие отверстия сверлят трубчатыми сверлами с абразивным наполнителем.

В процессе сверления во избежание пригорания сверло часто вынимают и очищают от стружки.

Просечка. Отверстия в листовом стеклотекстолите хорошо получаются просечкой и особенно, если диаметр отверстия больше толщины листа. Диаметры пуансона и отверстия в матрице должны быть на 3% больше диаметра отверстия, которое нужно получить. Для этого чтобы при обратном ходе пуансона не выкрашивались кромки пластика, просечку производят с прижимом.

Формовка. Листы стеклотекстолита поддаются горячей формовке. Для этого их нагревают до 230° С. В таком состоянии они на некоторое время приобретают пластичность и допускают формовку в пресс-формах.

Фрикционные пластмассы для тормозных систем

Пластмассы с наполнителем из асбеста и каолина относятся к фрикционным, так как они имеют повышенный коэффициент трения и обладают термической стойкостью.

Фрикционные пластики применяют для изготовления деталей тормозных систем, как например, тормозных лент, накладок, тормозных колодок колес шасси.

Фрикционные пластики обладают высокой износоустойчивостью и способны работать без смазки с большим коэффициентом трения.

Для изготовления фрикционных пластмасс используют бакелитовую смолу и в качестве наполнителей асбестовое волокно, асбестовую ткань, металлическую сетку и др.

В авиации широко применяют пластмассы марок КФ-3, ФК-16л-ретинакс (табл. 2.13), тормозную ленту ВИАМ-12 и др.

Таблица 2.13

Технические свойства фрикционных пластмасс

Наименование свойств	Показатели свойств пластмасс	
	КФ-3	ФК-16Л
Плотность, г/см ³	1,7—1,85	2,44
Теплостойкость по Мартенсу, °С	200	1200
Предел прочности при сжатии, МН/м ²	100	100
Удельная ударная вязкость, кДж/м ²	21	—

Пластмасса КФ-3 получается горячим прессованием асбестового волокна, пропитанного резольной смолой. Имеет повышенные механические свойства, теплостойкость и большой коэффициент сухого трения; применяется для изготовления тормозных колодок малонагруженных авиационных колес.

Ретинакс ФК-16Л получают горячим прессованием смеси из фенольно-формальдегидной смолы, асбеста, барита и латуни (в виде проволоки). Пластмасса ФК-16Л имеет большой коэффициент трения в горячем состоянии, прочна, обрабатывается механически, применяется для изготовления тормозных деталей с тяжелым режимом эксплуатации с 1000—1200° С (для сильнонагруженных авиаколес).

Антифрикционные и износоустойчивые пластмассы

Наиболее важные характеристики этих пластмасс приведены в табл. 2.14 и 2.15.

Т а б л и ц а 2.14

Антифрикционные пластмассы

Название, марка	Средний коэффициент трения по стали		
	Смазка маслом	Смазка водой	Без смазки
Баббит	0,008	—	0,180
Бронза	0,010	—	0,200
Капрон, наполненный графитом	0,009	—	0,140
Древпресс-крошка	0,015	0,120	0,340
Фторопласт-4	0,027	0,020	0,49
Текстолит, волокнит	0,030	0,050	0,330
Поликарбонат	0,034	—	—
Полиуретан ПУ-1	0,040	—	—
Текстолитовая крошка	0,050	0,070	0,340
Древеснослоистый пластик	0,060	0,070	—
Полиамиды ненаполненные	0,080	0,095	0,240
Полиформальдегид	0,100	—	—

Т а б л и ц а 2.15

Износоустойчивые пластмассы

Название, марка	Средний износ, мгс/см ² ·м	Название, марка	Средний износ, мгс/см ² ·м
Баббит	0,600	Полиформальдегид	0,150
Полиамид АК-7	0,014	Винипласт	0,160
Полиамид П-68	0,015	Полипропилен	0,180
Капрон	0,022	Древеснослоистый	0,300
Фторопласт-4	0,54	пластик	
Текстолит	0,112	Стекловолокнит АГ-4	0,350
Древпресс-крошка	0,133		

П р и м е ч а н и е. Средний износ при трении по латуниной сетке $p=0,52$ МН/м² (5,2 кгс/см²).

Авиационные конструкционные слоистые пластмассы для изготовления различных деталей авиационной техники

Конструкционные слоистые пластмассы состоят из слоистого наполнителя (кань, стеклоткань, бумага и т. д.), пропитанного термореактивной смолой. Эта смесь подвергается горячему прессованию. В результате получается сплошная плотная масса, обладающая высокой механической прочностью — текстолит, стеклотекстолит, гетинакс.

Текстолит — слоистый материал, полученный путем горячего прессования хлопчатобумажной ткани, пропитанной резольной или крезольноформальдегид-

ной смолой; отличается повышенными механическими свойствами на изгиб, удар (особенно при работе поперек слоев ткани) и разрыв; имеет более высокий, чем у других пластиков, предел усталости и обладает наибольшей способностью поглощать энергию вибраций; мало гигроскопичен; имеет высокую химическую стойкость и теплостоек до 130° С. Текстолит выпускается следующих марок: ПТК (плиточный текстолит, конструкционный), ПТ (плиточный текстолит), А, Б, В, Г — электротехнический.

Свойства текстолита ПТК: плотность 1,3 г/см³, $\sigma_B = 100$ МН/м², $a_H = 35$ КДж/м², теплостойкость по Мартенсу 125° С. Поставляется в виде труб, листов, плит толщиной от 0,5 до 70 мм. Цвет от светло-желтого до темно-коричневого или черного. Текстолит можно распиливать, сверлить, точить на токарном станке, штамповать при толщине до 2 мм без подогрева, а при толщине от 2 до 3 мм с подогревом до 80—90° С.

Применение. Из текстолита изготавливают шестерни, которые обладают большой эластичностью и работают бесшумно при большом числе оборотов, шестерни насосов и магнето двигателя, ролики управления, trimмеры, амортизационные и выравнивающие прокладки под моторные рамы, педали управления самолетом.

Электротехнические текстолиты выпускают толщиной от 0,5 до 50 мм для изготовления деталей электрооборудования авиационной техники — электрошитки, клеммные панели и др.

Стеклотекстолит — слоистый пластик, изготовленный путем горячего прессования слоев стеклянной ткани, пропитанной модифицированной резольной и кремнийорганической смолами; имеет повышенные механические свойства; по сравнению с другими пластмассами более стоек против ударных нагрузок и имеет меньшую гигроскопичность; обладает хорошими электроизоляционными свойствами; химически стоек; негорюч; стоек против действия топлива и хорошо переносит вибрации.

Недостатки: имеет небольшой модуль упругости, низкое сопротивление смятию, что затрудняет соединение его болтами и заклепками.

Стеклотекстолит применяют для изготовления полок лонжеронов, стрингеров, контейнеров мягких топливных баков и в качестве электроизоляционного материала для изготовления материала ячеистого строения, лопастей несущих винтов некоторых вертолетов.

Стеклотекстолит выпускают 11 марок. Из них в авиации наибольшее распространение получили КАСТ, КАСТ-В, СТМ-1, СТ.

Стеклотекстолит КАСТ изготавливается на основе бесщелочной стеклянной ткани марки АСТТ и модифицированной фенольноформальдегидной смолы; выпускается в виде листов толщиной 0,5—2,5 мм; обрабатывается резанием и хорошо склеивается; применяется для изготовления контейнеров топливных баков и других агрегатов и деталей, работающих до 130° С.

Стеклотекстолит КАСТ-В изготавливается из стеклянной ткани, пропитанной модифицированной фенольноформальдегидной смолой; выпускается в виде плит толщиной от 15 до 30 мм; применяется для теплоизоляционных прокладок, работающих до 200° С, и как заменитель текстолита.

Свойства КАСТ-В: плотность 1,8 г/см³, теплостойкость по Мартенсу 250° С, $\sigma_B = 280 \div 320$ МН/м², $a_H = 65$ КДж/м².

Стеклотекстолит СТМ-1 изготавливается горячим прессованием малощелочной стеклянной ткани марки Э, пропитанной смолой ИФ или ФВ; выпускается толщиной 0,55—0,7 мм; устойчив против керосина; имеет высокую упругость; интервал рабочих температур от —50° до + 130° С; применяется для изготовления упругих мембран, работающих в среде керосина.

Электротехнический стеклотекстолит СТ получают на основе стеклоткани Э или АС и фенольноформальдегидной смолы ИФ (резольной); выпускается в виде листов толщиной от 0,5 до 30 мм; применяется для изготовления электроизоляционных деталей электроспецоборудования и радиооборудования.

Стекловолокнистый анизотропный материал (СВАМ) изготавливается горячим прессованием стеклошпона, пропитанного смолой БФ или эпоксидной смолой. СВАМ обладает высокими прочностью, электроизоляционностью, поэтому его применяют для изготовления высоконагруженных изделий ($\sigma_B = 900 \div 950$ МН/м², $a_H = 270$ МДж/м²).

Гетинакс — слоистый пластик, изготавливается путем горячего прессования слоев бумаги, пропитанных фенольноформальдегидной смолой; выпускается в виде листов и плит толщиной от 0,5 до 50 мм, а также цилиндров и фасонных изделий; имеет темно-коричневый цвет.

Гетинакс марки А имеет плотность 1,4 г/см³, теплостойкость по Мартенсу 150° С, $a_n = 13$ кДж/м²; имеет повышенную электрическую прочность и маслостойкость; применяется для различных деталей электрооборудования авиационной техники, работающих при частотах не более 50 Гц.

Гетинакс марок Б и Г применяется как конструкционный материал.

Гетинакс марок А_в, Б_в, В_в, Г_в, Д_в применяется для деталей радиоаппаратуры общего назначения и деталей электрооборудования, работающих при высоких частотах тока, например каркасов катушек высокочастотных контуров радиоаппаратуры и др.

Древеснослоистые пластики изготавливаются из древесного шпона путем пропитки их искусственной смолой с последующим горячим прессованием.

В самолетостроении наибольшее применение имеет древеснослоистый пластик марки ДСП-10, известный под названием дельта-древесина. По ГОСТ 226—46 ДСП-10 имеет три сорта: А, Б и В, различающихся в основном по механическим свойствам. Предел прочности растяжения вдоль плиты для сорта А — 270 МН/м², для Б — 250 МН/м², для В — 220 МН/м²; предел прочности на сжатие для А — 175 МН/м², для Б — 165 МН/м², для В — 155 МН/м².

Поставляются ДСП в виде листов, плит и прутков.

Механическая и ручная обработка текстолита, гетинакса и древеснослоистых пластиков

Распиливание производят на деревообрабатывающих круглопильных, ленточнопильных и лобзиковых станках. Применяют пильное полотно толщиной 0,8—1,0 мм с числом зубьев от 4 на 25 мм. Скорость резания несколько меньше, чем при распиливании древесины. Вручную распиливают лучковой пилой или ножовкой.

Текстолит можно резать шлифовальным кругом на вулканитовой или бакелитовой связке твердостью от СМ до СТ и зернистостью 24, 39 и 46; толщина круга 1—4 мм; скорость резания 45—50 м/с, подача не менее 0,6 м/мин.

Токарная обработка (обточка, расточка, нарезание резьб и др.) производится на металлообрабатывающих токарных станках такими же резцами, как и при точении металлов. Точение производят острым инструментом.

Овальность отверстия, полученного растачиванием, устраняется развертыванием вначале конусной, а затем цилиндрической разверткой.

Сверление производят спиральными, леровыми и пушечными сверлами, изготовленными из быстрорежущей стали или с пластинками из металлокерамического сплава. Следует учесть, что вследствие упругости пластиков отверстия получаются несколько меньше диаметра сверла (примерно на 3%). При сверлении на станках спиральными сверлами рекомендуется скорость резания 25—30 мм/мин, а подача 0,05—0,1 мм/об.

Фрезерование. Распространенной операцией фрезерования является резка плит слоистого пластика на ряд заготовок. Для такого фрезерования рекомендуется дисковая фреза, отличающаяся от обычных фрез по металлу наличием развода зубьев. В процессе резания фрезу охлаждают струей сжатого воздуха, что дает увеличение стойкости инструмента на 5—10%. Смазочно-охлаждающие жидкости не применяют, так как эти пластики в них набухают.

Просечка. Пластики толщиной до 3 мм просекают на прессах инструментальными просечными штампами. Диаметр отверстия получается всегда меньше диаметра просекающего пуансона. Поэтому пуансон и соответственно отверстие матрицы должно быть несколько больше диаметра требуемого отверстия.

Диаметр Пуассона рекомендуется подсчитать по формуле

$$D_n = D_0 + 0,3\delta,$$

где D_n — диаметр пуансона, мм; D_0 — диаметр отверстия, мм; δ — толщина пластика, мм.

Для уменьшения растрескивания по кромкам непосредственно перед просечкой пластик нагревают до температуры 120—130° С.

Шлифование и полирование. Текстолит и гетинакс хорошо шлифуются карборундовыми кругами на вулканитовой связке с зернистостью от 30 до 60 при окружной скорости 25—32 м/с без охлаждения.

Полирование текстолита и гетинакса производят суконными кругами с лубой полировальной пастой и последующей обработкой сухими фланелевыми кругами. Древеснослоистые пластики шлифованию и полированию не подвергают.

Штамповка. Текстолит при кратковременном нагревании до 160—170° С становится пластичным и из его тонких листов можно изготавливать гнутые детали, уголки, швеллеры и ряд других профилей, форма которых отлично сохраняется после охлаждения. Древеснослоистые пластики при том же нагреве приобретают меньшую пластичность, гетинакс остается непластичным.

Склеивание. Текстолит, гетинакс и древеснослоистые пластики склеивают казеиновыми или смоляными клеями. Для достижения прочного соединения склеивание производят на ус, впритык с накладкой или внахлестку. При соединении на ус длина уса должна достигать величины 1 : 25 (отношение толщины материала к длине уса). При склеивании впритык соединение необходимо усиливать накладкой.

Соединение заклепками и болтами слоистых пластиков (текстолит и гетинакс) можно осуществлять как между собой, так и с металлами. При этом прочность примерно равна прочности заклепочного шва сплава АМц. Так как твердость пластиков значительно меньше твердости алюминиевых сплавов, то заклепки и болты нужно ставить на шайбах, а заклепки применять большего размера (или трубчатые), чем это требуется по расчету на срез. Во избежание откалывания кусков пластика (особенно гетинакса) заклепки рекомендуется ставить прессованием, а не ударным способом.

Пластмассы из пресс-порошков для ненагруженных армированных и неармированных деталей авиационной техники

Детали из прессованных порошков изготавливаются горячим прессованием. Прессованные порошки представляют собой высушенную и размолотую смесь из смолы, волокнистого наполнителя, пластификатора и красителя.

Для деталей технического назначения используются пресс-материалы К-15-2, К-17-2, К-18-2, К-19-2, К-20-2 и другие черного цвета, а для электроизоляционных деталей — материалы К-21-22, К-211-2, К-220-21 и другие коричневого цвета.

Пресс-материалы первой группы состоят из наволочной смолы, уротропина и древесной муки. Так, пресс-материал К-18-2 применяется для ненагруженных армированных и неармированных деталей кнопок, корпусов приборов, облицовки штурвалов и т. д. Теплостойкость его не менее 125° С, $\sigma_{\text{в}} = 30 \text{ МН/м}^2$, $a_{\text{н}} = 4,5 \text{ кДж/м}^2$. Если детали работают во влажной среде и в контакте с цветными металлами, то применяют пресс-материалы К-15-2, К-17-2, К-20-2.

Пресс-материалы второй группы состоят из резольной смолы, древесной муки и минеральных добавок. Так, например, пресс-материал К-21-22 применяется для малонагруженных армированных и неармированных деталей электрического назначения — корпусов электроприборов, розеток, выключателей, клеммных разъемов и др. Цвет от светло- до темно-коричневого. Теплостойкость не менее 120° С, $\sigma_{\text{в}} = 40 \text{ МН/м}^2$, $a_{\text{н}} = 4,2 \text{ кДж/м}^2$.

Волокнит — пресс-материал, обладающий высокими механическими свойствами, получается путем горячего прессования пропитанных резольной смолой волокнистых наполнителей — хлопковые очесы (линтер), очесы льняного волокна (котонин), ткань в виде мелконарубленной крошки или лоскутов, асбестовое волокно, обрезки бумаги, стеклянное волокно. Они придают волокниту повышенную прочность и ударную вязкость (табл. 2.16).

Из волокнита изготавливают детали с повышенной ударной устойчивостью (пусковых катушек, корпуса топливных фильтров и др.).

Таблица 2.16

Физико-механические свойства пресс-материалов

Наименование свойств	Показатели свойств пресс-материалов		
	Волокнит	Текстолитовая крошка	Стекловолокнит АГ-4
Плотность, г/см ³	1,35—1,45	1,35—1,45	1,7
Теплостойкость по Мартенсу, °С (см. примечание)	119	125	300
Предел прочности при растяжении, МН/м ²	30	40—50	80
Удельная ударная вязкость, кДж/м ²	9	9—12	25

Примечание. Температура, при которой стандартный консольный образец под действием изгибающего момента, создающего в образце напряжение 5 МН/м², деформируется так, что связанная с ним стрелка указателя опускается на 6 мм.

Прозрачные пластмассы для остекления кабин

В авиационной технике широко применяется органическое стекло (оргстекло). Силикатное стекло имеет повышенную теплостойкость и твердость, но мало применимо из-за хрупкости и трудности придания ему формы, имеющей сложную кривизну.

Оргстекло легко формуется в изделия с поверхностью любой сложной кривизны; по химической природе является продуктом полимеризации эфиров акриловой и метакриловой кислот с добавкой пластификаторов. При введении специальных катализаторов процесс полимеризации ускоряется и протекает при 70° С. В результате получается твердый смолообразный продукт полиметилметакрилат — органическое стекло. Для придания пластичности и уменьшения хрупкости в оргстекло вводят пластификаторы — дибутилфталат или трикрезилфосфат.

Физико-механические свойства. Оргстекло обладает высокой прозрачностью для видимых и ультрафиолетовых лучей даже в толстых слоях, стойкостью против действия ультрафиолетовых лучей, морозостойкостью, малой плотностью, небольшой водопоглощаемостью, достаточной механической прочностью, маслобензостойкостью, хорошими диэлектрическими свойствами; хорошо формуется при 115—130° С.

Недостатки оргстекла: имеет небольшую термостойкость и при +80° С размягчается и может деформироваться; имеет небольшую поверхностную твердость; способно давать сеть мелких трещин (серебро) вследствие внутренних напряжений, возникающих в результате механической обработки или быстрого охлаждения нагретого стекла.

Промышленность выпускает оргстекло марок СОЛ, СТ-1, ориентированное ДОР-16, теплостойкое 2-55 и термостабилизированное Т2-25 (табл. 2.17).

Таблица 2.17

Физико-механические свойства оргстекла

Наименование свойств	Показатели свойств оргстекла различных марок			
	СОЛ	СТ-1	2-55	Т2-55
Предел прочности при растяжении, МН/м ²	71	78	92	100
Относительное удлинение, %	3,6	4,0	2,8	3,3
Удельная ударная вязкость, кДж/м ²	13,0	13,8	14,6	15,0
Прозрачность, %	90	92	90	90

Оргстекло СОЛ (линейного строения) — пластифицированный метилметакрилат; размягчается при 90—95° С; выпускается в виде листов толщиной 2—20 мм; обеспечивает надежную работу в интервале температур от —60 до +60° С; формируется при температуре 105—150° С и сваривается при температуре 140—145° С с выдержкой в течение 20—30 мин при давлении 0,5—1,0 МН/м².

Применяется СОЛ для остекления негерметических и герметических кабин самолетов и вертолетов.

Оргстекло СТ-1 не содержит пластификатора и размягчается при 110—120° С; обеспечивает надежную работу в интервале от —60 до +80° С; применяется для остекления кабин самолетов, вертолетов.

Оргстекло ориентированное ДОР-16 получается плоскостной вытяжкой или сжатием оргстекла, нагретого выше температуры размягчения; обладает повышенными физико-механическими свойствами, пониженной хрупкостью и повышенной удельной вязкостью; применяется для остекления герметических кабин высотных самолетов (при температуре от —60 до +60° С); поставляется в виде листов толщиной до 10 мм и выше.

Оргстекло 2-55 и Т2-55 — сополимеры на основе метилметакрилатов с различными добавками; имеют линейное строение и повышенную теплостойкость; формуется при 145—190° С, склеиваются клеями ПУ-2, В-31-49; могут работать в интервале температур от —60 до +160° С, а Т2-55 — до 240—300° С.

Триплекс органический — трехслойное оргстекло, полученное склейкой двух листов органического стекла СОЛ, СТ-1, ДОР-16, 2-55 с помощью эластичной, прозрачной поливинилбутиральной пленки. Для остекления герметических кабин самолетов применяют триплекс толщиной от 10 мм и выше с прозрачной прослойкой в 2—4 мм. Такое стекло предохраняет от мгновенной разгерметизации кабин при ударах. Эластичная прослойка затягивает отверстие при разрушении остекления, и спад давления в кабине происходит в течение 15—20 мин, тогда как остекление из оргстекла при этих же условиях дает спад давления за 20 с. Триплекс изготавливают с электроподогревом от замерзания и отпотевания. Органический триплекс выпускается марок ОТ-16, ОТ-СТ-1, ОТ-2-55, ОТ-200.

Триплекс силикатный — слоистый материал, полученный склеиванием двух силикатных стекол с помощью поливинилбутирольной пленки (бутофоль) толщиной 0,5—1,0 мм; применяется для изготовления передних стекол фонарей самолетов и вертолетов. У него внутренний слой из более толстого стекла, а наружный тоньше. Силикатные стекла используются прочные и полированные. Для предохранения от потери прозрачности силикатный триплекс имеет электроподогрев с автоматическим регулированием.

Механическая и ручная обработка органического стекла

Обработка оргстекла легко производится на всех видах станочного оборудования.

Оклеивание бумагой. При разработке и разметке рекомендуется оргстекло с двух сторон оклеивать бумагой. Наиболее подходящим для приклеивания бумаг к оргстеклу является крахмально-глюкозный клей следующего состава: крахмал картофельный — 45 гс, глюкоза чистая — 62 гс, глицерин — 100 гс, бензойная или силициловая кислота — 0,5 гс и вода питьевая — 1 л. Вместо картофельного крахмала можно применять пшеничный в количестве 50 гс.

Приготовление клея: в кипящей воде растворяют бензойную кислоту, затем воде дают остыть до 70—80° С и добавляют одновременно все количество крахмала, глюкозы и глицерина; раствор размешивают до получения полупрозрачного клейстера — клея. После охлаждения полученный клей фильтруют через два слоя марли. Удаляют бумагу и клей с поверхности оргстекла промывкой теплой чистой водой.

Распиливание оргстекла производят как ручными, так и механическими пилами. Вручную распиливают слесарной ножовкой с шагом зуба 3 мм и высотой 0,5 мм. Для механического распиловки применяют ленточные, круглопильные и фрезерные станки, используемые для обработки древесины. Скорость резания при пилении не менее 35—25 м/с.

Вырезку из оргстекла деталей со сложной конфигурацией производят электролобзиком, который состоит из скобы, ленты или проволоки толщиной 0,1—0,15 мм, разогреваемой до красного каления электрическим током, и привода. При движении лобзиком раскаленная проволока легко проникает в оргстекло и края разреза получаются вполне чистыми.

Сверление оргстекла производят обыкновенными спиральными сверлами. Для того чтобы при сверлении материал не выкрашивался у кромок отверстия, нужно добиваться минимального биения сверла. Кроме того, не следует оставивать сверло, пока оно не выйдет из материала, так как разогретое стекло может прилипнуть к сверлу.

После сверления через некоторое время по краям отверстия иногда появляются мелкие трещины. Предупредить появление трещин можно оплавлением кромок отверстия, вводя в него непосредственно после сверления разогретый стержень.

Гибка и формование. Оргстекло хорошо поддается гибке и формованию с применением несложных приспособлений из древесины, дельта-древесины, легких сплавов или гипса. Во избежание порчи оргстекла поверхность формы оклеивают мягкой байкой без ворса, текстильной замшей или мягкой листовой резиной.

Заготовку из оргстекла нагревают в печи при температуре около 115° С в течение 15 мин (листы толщиной 5 мм). Нагретую заготовку вынимают из печи и в течение нескольких секунд охлаждают на воздухе для повышения прочности поверхностного слоя. Затем заготовка кладется на форму и под действием своего веса и под нажатием руки через ветошь она принимает наружную форму. Края стекла закрепляют на форме специальными зажимами, чтобы они не отставали в процессе охлаждения.

Далее изогнутое и закрепленное на форме стекло охлаждают на воздухе до тех пор, пока оно не станет достаточно твердым.

Склеивание оргстекла производится с помощью растворителей: дихлорэтана, ледяной уксусной кислоты, муравьиной кислоты, ацетона и др. На обе склеиваемые поверхности наносят растворитель и некоторое время выдерживают для пропитки и размягчения оргстекла. Затем склеиваемые поверхности накладываются одна на другую и оставляются под давлением 0,2—0,3 МН/м².

Склеивание может производиться внахлестку, на ус и встык с односторонней накладкой. При склеивании на ус длина уса должна быть в 6 раз больше толщины листа, а острая кромка уса счищается до толщины, равной 0,1—0,3 мм. Для получения хорошей и надежной склейки необходимо, чтобы на склеиваемых поверхностях не было жира.

Величина давления при склеивании зависит от толщины листов. Для листов толщиной от 1,5 до 3 мм давление составляет 0,05—0,15 МН/м², для листов свыше 3 мм — 0,25—0,3 МН/м²; выдержка под давлением — не менее 4 ч. После прекращения давления деталь нельзя сразу подвергать механической обработке, так как клеевое соединение еще непрочное. Его необходимо выдержать 18—24 ч в свободном состоянии.

Сварка оргстекла производится контактным способом, а соединение осуществляется «на ус». При этом длина «уса» не превышает пятикратной толщины материала.

При соединении двух листов оргстекла их края срезаются «на ус» так, чтобы они перекрывали соединение на 2—3 мм. При этом в листах просверливают два отверстия и крепят листы между собой тонкой проволокой или тонкой нитью. Затем на места сварки с двух сторон накладывают полированные металлические накладки, нагретые до температуры 60—80° С, производят запрессовку под давлением 0,5—1 МН/м². После этого температура накладок повышается до 125—135° С (обычно посредством электроподогрева). Продолжительность выдержки под давлением и температурой 8—10 мин. Не уменьшая давления, производят охлаждение накладок в течение 8—10 мин до температуры 30—40° С и далее деталь распрессовывают.

Восстановление прозрачности и отделка оргстекла. Из-за малой твердости оргстекла на поверхности деталей остекления часто возникают царапины, которые снижают прозрачность оргстекла. Царапины обычно устраняют путем шлифования и полирования. Если повреждения сравнительно глубоки, то шлифуют вначале шлифовальной шкуркой 3 (80), а затем более тонкими шкурками,

например М28 (400). Во избежание оптических искажений шлифуют возможно большую площадь вокруг поврежденного участка. Движения при шлифовании — круговые без нажимов. Шкурку при этом смачивают водой и следят за тем, чтобы шлифуемая поверхность не нагревалась.

Полирование осуществляют пастой ВИАМ-2, наносимой тонким слоем на поверхность оргстекла. Растирание производят ватой или мягкой ветошью. После полирования пастой применяют животное сало, которое наносится тонким слоем на обрабатываемую поверхность и растирается байкой или текстильной замшей. Оргстекло после полирования очищают чистыми мягкими тряпками или грубыми, смоченными в мыльной воде.

Поверхность оргстекла нельзя протирать сухой тряпкой, так как при этом она электризуется и притягивает из воздуха частицы пыли, которые при повторных движениях тряпки в процессе протирания царапают оргстекло.

Аминопласты для изготовления пластиковых метизов

Аминопласты изготовляют из мочевиноформальдегидных или карбамидных смол, которые имеют две стадии превращения: А — плавкую и С — неплавкую. Карбамидные смолы отличаются бесцветностью и светостойкостью. Они окрашиваются в любой цвет.

Прессовочные аминопласты К-77-51, К-78-51 состоят из мочевиноформальдегидной смолы, сульфитной целлюлозы, красителей и смазывающих веществ. Аминопласты имеют теплостойкость по Мартенсу 100—120° С, предел прочности при статическом изгибе 60—80 МН/м², удельную ударную вязкость 3—4 кДж/м². Применяются для изготовления головок ручек управления, кнопок, панелей, требующих опознавательной окраски, для декоративных поделок.

Тепложаростойкие пластмассы

Название тепложаростойких пластмасс, их марка и теплостойкость приведены в табл. 2.18.

Т а б л и ц а 2.18

Характеристика тепложаростойких пластмасс

Название и марка	Теплостойкость, °С		Название и марка	Теплостойкость, °С	
	по Мартенсу (ГОСТ 9551—60)	по Вика		по Мартенсу (ГОСТ 9551—60)	по Вика
Антегмит АТМ-1Т	600	—	Антегмит АТМ-1	170	—
Кремнийорганические пресс-материалы:			Фторопласт-4	260	110
ПК-9	500	—	Фторопласт-3	130	70
КМК-218,	350	—	Полиформальдегид	—	176
КМК-218Л,			Поликарбонат	150	125
КПЖ-9, КМС-9			Фенопласты с минеральным наполнителем	150	—
Антегмит АТМ-10	400	—	Полиамиды	50—65	160—230
Стекловолокнит	280	—	Фенопласты с органическим наполнителем	110—125	—
АГ-4					
Стеклотекстолит СТ	280	—			
Асболокнит	250	—			

Соединение пластмасс сваркой

Сваркой получают неразъемные соединения деталей однородного термопласта за счет взаимного проникновения (диффузии) частиц поверхностных слоев в расплавленном состоянии при определенном давлении прижима.

Удельное давление прижима деталей при сварке колеблется в пределах $0,5\text{--}1\text{ МН/м}^2$ и определяется текучестью материала и температурой сварки. Чем выше вязкость материала в расплаве, тем больше удельное давление прижима.

Температура сварки и затраты тепла на разогрев материала зависят от природы материала, его теплофизических (теплопроводность, теплоемкость) и диэлектрических свойств (диэлектрическая постоянная, тангенс угла диэлектрических потерь), толщины и ширины свариваемого шва. Поэтому сварочные нагреватели и установки изготовляют с регулируемой в широких пределах мощностью.

Чрезмерное повышение температуры сварки приводит к вытеканию, а повышение давления — к деформации материала. Температура сварки и давление прижима взаимосвязаны, их оптимальные значения подбираются опытным путем. Недостаточное давление можно компенсировать повышением температуры и наоборот.

Способы сварки. Широкое применение получили следующие способы сварки: горячим газом, контактным нагревом, термоимпульсная, высокочастотная и ультразвуковая. Выбор способа обуславливается природой материала, конструкцией свариваемых деталей, требованиями к сварному соединению, условиями работы изделий, а также необходимой производительностью.

В табл. 2.19 приведена оценка свариваемости основных термопластов различными способами.

Таблица 2.19

Свариваемость некоторых пластмасс

Способ сварки	Поли-этилен	Вини-пласт	Пласти-кат ПХВ	Органиче-ское стекло	Полисти-рол	Полиамид перен-ный	Полиамид вторичный	Фторо-пласты
Горячим воздухом	х	х	х	—	х	х	—	у
» инертным газом	х	х	х	—	—	х	—	у
» воздухом в смеси с продуктами горения	у	у	—	у	—	—	—	—
Нагретым инструментом	х	у	х	х	х	х	—	х
Термоимпульсная	х	х	х	х	х	х	у	х
Токами высокой частоты	—	х	х	у	—	х	—	—
Ультразвуком	х	х	х	х	—	х	х	—
Механическим трением	—	х	—	у	х	—	—	—
Расплавом из прицмашины	х	—	у	—	х	у	у	—
Температура источника нагрева, °С	220—260	230—270	230—270	315—349	200—280	230—300	230—300	380—400

Примечание. Здесь х — хорошая, у — удовлетворительная.

Оптимальные режимы склеивания

Значительное влияние на прочность клеевого шва оказывает соблюдение оптимальных режимов склеивания. Основные показатели режимов склеивания приведены в табл. 2.20.

Основные режимы склеивания

Марка клея	Температура, °С	Давление		Время выдержки под давлением, ч
		МН/м²	(кгс/см²)	

Склеивание металлов

БФ-2	140—150	1—2	10—20	0,5—1
БФ-4	140—150	1—2	10—20	0,5—1
Карбинольный	20	0,05—0,3	0,5—3	20—4
ПК-5	80	0,05—0,3	0,5—3	6
ПУ-2	105	0,05—0,3	0,5—3	4
ВС-10Т	180	0,5—1,0	5—10	2
ВС-10М	180	0,3—1,0	3—10	2—3
ВК-32-3М	150	0,05—0,3	0,5—3	3
Л-4	120	0,05—0,1	0,5—1	1—3
ВК-32-200	180	1—2	10—20	2—3
ВС-350	200	0,1—0,2	1—2	2
ВК-3	165	0,8—2,0	8—20	1
ВК-4	200	0,8—2,0	8—20	2
ВК-7	125—205	0,05—0,1	0,5—1	12

Склеивание неметаллических материалов

ВИАМ-БЗ	16	0,05—0,5	0,5—5	10—12
В-107	12	0,05—0,3	0,5—3	10
ВИАМ-К12	15	0,05—0,5	0,5—5	10
ВИАМ-Ф9	18	0,05—0,3	0,5—3	12—15
К-17	15	0,05—0,5	0,5—5	6—8
ВЗ1-Ф9	20	0,10—0,5	1,0—5	10—12
ВК-32-70	65	0,10—0,15	1,0—1,5	4
ВКТ-2	20	Без давления		10
ВКТ-3	20	То же		10
ВК-32-2	20	«		10
АК-20	105	«		4
88	15	«		3

Склеивание пластмасс растворителями

Склеивание с помощью растворителей применяют для полиакрилатов, полистирола и его сополимеров, способных при смачивании растворителями образовывать неглубокий липкий слой на поверхности изделия за счет набухания. Детали смачивают растворителем, накладывают одну на другую липкими поверхностями и выдерживают под давлением 0,2—12 МН/м² в течение времени, указанного в табл. 2.21.

Синтетические клеящие полимеры и клеи на их основе

Основные сведения об этих полимерах и клеях приведены в табл. 2.22.

Склеивание материалов в различных сочетаниях

Рекомендации по склеиванию материалов приведены в табл. 2.22. Номера клеев соответствуют указанным в табл. 2.23.

Таблица 2.21

Режимы склеивания растворителями

Пластмасса	Растворитель	Время выдержки до запрес- совки, мин	Давление запрессов- ки, МН/м ² (кгс/см ²)	Выдержка под давлением	
				Темпера- тура, °С	Время, ч
Органическое стекло	2—5 %-ный раствор стружки полимера в од- ном из растворителей (дихлорэтано, метилен- хлориде, циклогексаноне и др.)	5—10	0,05—0,14 (0,5—1,4)	15	6—8
	Дихлорэтан	15	0,2—0,5 (2—5)	15	4
	Ледяная уксусная кис- лота	15	0,2—0,5 (2—5)	15	8
Полистирол	2—10 %-ный раствор по- листирола в стироле, бен- золе, толуоле	5—10	0,35—0,7 (3,5—7)	15	24
Сополимер СНП	Дихлорэтан	2—3	0,1—1,0 (1—10)	15	24
Винипласт	10—20 %-ный раствор перхлорвиниловой смолы в метиленхлориде или 13 %-ный раствор в ди- хлорэтано	5—10	0,5—1,0 (5—10)	18	24
Полиамиды и полиуретан	Ацетон с бензолом или трихлорэтиленом	5—10	0,5—1,0 (5—10)	18	24
	10—20 %-ный раствор полимерной стружки или муки в 98 %-ной муравьи- ной кислоте	3—5	0,1—0,2 (1—2)	18	24
	Ацетон, нитроцеллюло- за и канифоль	5—10	0,4 (4)	18	18—24
Нитроцеллюлоз- ный этрол	Уксусная кислота, аце- тилцеллюлоза	5—10	0,4 (4)	18	18—24
Ацетилцеллюлоз- ный этрол	1—5 %-ный раствор по- ликаarbonата в хлориро- ванных углеводородах (метиленхлориде, этилен- хлориде)	5—10	1,4—4,2 (14—42)	18	48
Поликаarbonат					

Таблица 2.22

Термореактивные и термопластичные полимеры
и клеи на основе каучуков

№ клея	Название	Основные марки
Термореактивные		
1	Фенолоформальдегидные	ВИАМ-БЗ; КБ-3; КР-4; СП-1; ОБС-1; СКС-1; СК-2; С-35; ФК-40; РАФ-10; РАФ-50
2	Резорциновые и фенолорезорци- новые	ФР-12

№ клея	Название	Основные марки
3	Фенолополивинилбутиральные	БФ-2; БФ-3; БФ-4; БФ-5; БФ-6; КФС-2
4	Фенолополивинилацетатные	ВС-10Т; ВС-350
5	Фенолоакрилонитрильные	ВК-3; ВК-4; ВК-32-2; ВК-32-200; ВК-32-250
6	Фенолополиамидные	Хей-темп (США), Хайдакс 1197 (Англия)
7	Мочевиноформальдегидные	К-17; МХ-4; МФС-1; М-48; М-60; М-70; НИИФ-М3; СМС-1
8	Меламиномочевиноформальдегидные	СМК-2; вспененные клеи каурит (ФРГ); аэролит (США)
9	Эпоксидные	Л-4; ВК-32-ЭМ; эпоксид П (ПР); МАТИ-К2 (КЗ)
10	Эпоксиднофенольные	МАТИ-К1
11	Эпоксиднополиамидные	ПЭМ-2
12	Эпоксиднополисульфидные	К-153
13	Эпоксиднофурановые	БОВ-1, ФЛ-4С, ФКФ-16, КФЭ-19, ТФЭ-9
14	Эпоксидноэлементорганические	ВК-1
15	Полиуретановые	ПУ-2, лейконат
16	Полиэфирные	АМК, ДГМС
Термопластичные		
17	Поливинилбутиральный	Поливинилбутиральный
18	Поливинилацетатный	УФ-235
19	На основе поливинилового спирта	Водорастворимые клеи типа гальватол
20	Полиакрилатные	Растворы смолы в дихлорэтано, муравьиной, уксусной, ледяной кислотах, хлоргидрине, метилметакрилате. Многокомпонентные системы клеи ПК-5, ВК-32-70, СБМ, БМА:

№ клея	Название	Основные марки
21	Полистирольные	Растворы смолы в стироле, бензоле, толуоле
22	Полиамидные и метилолполиамидные	Растворы смолы в муравьиной кислоте, ПФЭ-2/10, МПФ-1
23	Перхлорвиниловые	ПВ-16
24	На основе сополимера винилхлорида и винилиденхлоридом	Многокомпонентные системы
25	На основе диметилвинилэтинилкарбинола	Карбинольный

Клеи на основе каучуков

26	Бутадиенакрилонитрильные	Б-10, К-27, НС-30, ВИ-4-18Б, ПС-С-15К, К-2
27	Бутадиенстирольные	Многокомпонентные системы
28	Хлоропреновые (наиритовые)	88, 88Н, НЦМ, НЦМК, 4Н, 83НП
29	На основе различных резиновых смесей	Резиновый торговый: № 4508 и СВ-1, СВ-2 (3) № 61, СН-57 (58)

Т а б л и ц а 2.23

Клеи для склеивания материалов в различных сочетаниях

Склеиваемые материалы	№ клея	Склеиваемые материалы	№ клея
Реактопласты — резина	4, 5, 15, 20, 28	Реактопласты — кожа	15, 20, 26, 28
Реактопласты — ткани (бумага)	9, 15, 26, 28	Реактопласты — стекло (керамика)	5, 9, 12, 15, 20
Реактопласты — дерево	1—9, 15, 18, 28	Реактопласты — металлы	5, 6, 9—12, 15, 20, 26
Реактопласты — фторопласты	9—12, 20, 26	Реактопласты — полиуретаны	2, 5, 15, 26
Реактопласты — полиамиды	2, 5, 26	Реактопласты — полиметилметакрилат	9, 11, 26
Реактопласты — пластик ПХВ	5, 26	Реактопласт — винилпласт	9—12, 26
Реактопласты — полистирол	9	Реактопласт — полиэтилен	26
Реактопласт — реактопласты	3—6, 9—12, 15, 20	Полиэтилен — резина	5, 15, 26
Полиэтилен — кожа	15	Полиэтилен — ткани (бумага)	15, 18, 26
Полиэтилен — стекло (керамика)	9, 15, 26	Полиэтилен — дерево	9, 26

Склеиваемые материалы	№ клея	Склеиваемые материалы	№ клея
Полиэтилен — металлы	9, 15, 26	Полиэтилен — фторо- пласты	9, 26
Полиэтилен — полиуре- таны	9, 26	Полиэтилен — поли- амиды	26
Полиэтилен — полиме- тилметакрилат	26	Полиэтилен — пласти- кат ПВХ	26
Полиэтилен — вини- пласт	26	Полиэтилен — полисти- рол	26
Полиэтилен — поли- этилен	26	Полистирол — резина	5, 9, 15, 26
Полистирол — кожа	15, 16, 21	Полистирол — ткани (бумага)	15, 16, 21
Полистирол — стекло (керамика)	9, 16, 20	Полистирол — дерево	9, 16, 28
Полистирол — металлы	16, 20, 28	Полистирол — фторо- пласты	9—12, 20
Полистирол — полиуре- таны	9, 11, 15	Полистирол — поли- амиды	9, 11
Полистирол — полиме- тилметакрилат	9, 20	Полистирол — пласти- кат ПВХ	26
Полистирол — вини- пласт	9, 16, 20	Полистирол — полисти- рол	20, 21
Винипласт — резина	5, 9, 26, 28	Винипласт — кожа	6, 9, 15, 27, 28
Винипласт — ткани (бумага)	9, 15, 27, 28	Винипласт — стекло (керамика)	9, 11, 12
Винипласт — дерево	9, 11, 21, 26—28	Винипласт — металлы	9, 11, 12, 20, 26
Винипласт — фторо- пласты	9, 11, 20, 26	Винипласт — полиуре- таны	5, 9, 11, 15, 26
Винипласт — полиами- ды	5, 9, 11, 26	Винипласт — полиме- тилметакрилат	11, 20, 26
Винипласт — пласти- кат ПВХ	23, 26	Винипласт — винипласт	9—12, 20
Пластикат ПВХ — ре- зина	5, 26, 15	Пластикат ПВХ — ко- жа	15
Пластикат ПВХ — тка- ни (бумага)	26, 26+3	Пластикат ПВХ — стек- ло	5
Пластикат ПВХ — де- рево	26	Пластикат ПВХ — ме- таллы	26
Пластикат ПВХ — фто- ропласты	26	Пластикат ПВХ — по- лиуретаны	5, 15, 26
Пластикат ПВХ — по- лиамиды	5, 26	Пластикат ПВХ — пластикат ПВХ	23, 26
Полиамиды — резина	5, 6, 15	Полиамиды — кожа	5, 11, 15, 22
Полиамиды — ткани (бумага)	11, 22, 26	Полиамиды — керами- ка (стекло)	11
Полиамиды — дерево	2, 11, 22, 26	Полиамиды — металлы	2, 5, 9, 11, 26
Полиамиды — фторо- пласты	5, 9, 11, 26	Полиуретаны — поли- амиды	5, 9, 11, 15
Полиамиды — полиами- ды	2, 5, 7, 9, 11, 15	Полиуретаны — резина	5, 15, 26
Полиуретаны — кожа	15, 22	Полиуретаны — ткани (бумага)	11, 15
Полиуретаны — стекло (керамика)	15, 11	Полиуретаны — дерево	11, 15, 22

Склеиваемые материалы	№ клея	Склеиваемые материалы	№ клея
Полиуретаны — метал- лы	6, 11, 15	Полиуретаны — фторо- пласты	6, 9, 11, 15
Полиуретаны — поли- уретаны	5, 9, 11, 15	Фторопласты — резина	15, 26
Фторопласты — кожа	9, 11, 12, 15	Фторопласты — ткани (бумага)	9, 11, 12, 26
Фторопласты — стекло	9, 11, 12, 14, 20	Фторопласты — дерево	9, 11, 12, 15, 26
Фторопласты — метал- лы	5, 11—14, 20, 26	Фторопласты — фторо- пласты	9—12, 15, 20, 26
Металлы — резина	3, 5, 9, 15, 26, 28	Металлы — кожа	15, 18, 26, 28
Металлы — бумага (ткани)	9, 16, 17, 22, 26, 27	Металлы — стекло (керамика)	3, 6, 10—12, 15, 16, 20
Металлы — металлы	3—17, 9—12, 15, 20	Дерево — резина	5, 9, 15, 26
Дерево — кожа	15, 27, 28	Дерево — ткани (бума- га)	18, 15, 22, 27, 28
Дерево — стекло (кера- мика)	3, 5, 9, 11, 15—18, 20	Дерево — дерево	1, 2, 5, 15, 7—9, 18
Стекло (керамика) — резина	5, 9, 15	Стекло (керамика) — кожа	3, 15, 18, 28, 20, 29
Стекло (керамика) — стекло (керамика)	3, 5, 9, 15—17, 20	Ткани (бумага) — рези- на	15, 27, 27+2
Ткани (бумага) — кожа	15, 27, 28	Ткани (бумага) — тка- ни (бумага)	15—19, 22, 24, 26—29
Кожа — резина	15, 20, 28, 29	Кожа — кожа	15, 18, 20, 27, 28, 29
Резина — резина	5, 9, 15, 26, 29		

Примечания. 1. Склеиваемые поверхности в зависимости от природы материала и формы склеиваемых деталей вначале подвергают механической зачистке для удаления грязи, а также окисленной пленки (ржавчины) и создания определенной шероховатости.

2. Шероховатость склеиваемых поверхностей увеличивает адгезию и прочность шва.

3. При зачистке также производится подгонка склеиваемых поверхностей. Чем точнее подгонка, тем прочнее шов.

Склеивание деталей из стали

Для склеивания деталей из сталей применяют клей следующего состава (в вес. ч.):

Эпоксидная смола Э-41	100
Дициандиамин (отвердитель)	7
Железный порошок (наполнитель)	100

Приготовление клея. Эпоксидную смолу и отвердитель, взятые в необходимых количествах, тщательно измельчают и просеивают через сито. Затем в полученный порошок добавляют наполнитель. Приготовленную смесь расплавляют при температуре 100—110° С и отливают в бруски.

Технология склеивания. При склеивании детали нагревают до температуры 110—120° С и натирают бруском клея. Клей плавится на нагретой детали и растекается по поверхности равномерным слоем. После покрытия поверхностей слоем клея детали соединяют и стягивают струбцинами или прижимными планками. Собранные детали помещают в термостат, где происходит полимеризация клея.

Полимеризация клея в термостате. Термостат представляет собой термоизолированную камеру, в которой поддерживается постоянная температура. Обогревается термостат омическими или индукционными нагревательными приборами. Кроме того, нагревать камеру можно кипящим маслом. Детали выдерживают в термостате в течение 1—2 ч при температуре 195—200° С или 10 ч при 120° С.

При склеивании стали по полированным поверхностям предел прочности при сдвиге намного ниже, чем при склеивании по грубоотшлифованным или отпескоструенным поверхностям.

Клеи для соединения металлов и металлов с неметаллическими материалами

Для этих целей применяются клеи на основе синтетических смол.

Клеи типа БФ — спиртовой раствор фенольноформальдегидной смолы с термопластичной бутварной смолой; поступают в готовом виде; представляют собой жидкости (клей БФ-4 может быть пленочным); водо-, грибо-, топливно- и маслостойкие; не вызывают коррозии дюралюминия и не токсичны; рабочая вязкость 30—60° Энглера при 20° С; расход 150—200 гс/м² на каждый слой склеиваемой поверхности.

При склейке швам дают открытую выдержку: для гигроскопичных материалов не менее 15 мин при 16—30° С, а для негигроскопичных материалов не менее 30 мин при 16—30° С и 15 мин при 50—60° С при удельном давлении 5—20 кгс/см².

При склейке металлов выдержка под давлением составляет 25—60 мин при 140—160° С в клеювом слое, неметаллических материалов между собой и с металлами выдержку дают от 20 до 60 мин при температуре от 120 до 140° С. После выдержки с подогревом детали выдерживаются под давлением до охлаждения 40° С. Прочность такого клеювого соединения составляет 150—1500 кгс/см², но прочность резко падает при нагреве до 60—70° С.

Клеи БФ-2 и БФ-4 (табл. 2.24) применяются для склеивания металлов, пластмасс, древесных материалов, керамики, стекла как между собой, так и в различных их сочетаниях. Они рекомендуются для соединений, работающих в интервале температур $\pm 60^\circ \text{C}$. Срок хранения клеев шесть месяцев в герметической таре.

Полиуретановый клей ПУ-2 состоит из двух компонентов, находящихся при комнатной температуре в жидком состоянии; позволяет склеивать детали с плохо пригнанными поверхностями; не вызывает коррозии металлов; соединения имеют высокие показатели прочности при вибрационных и длительных статических нагрузках и стойки против действия авиатоплив и масел; теплостойкость составляет 100—120° С.

Недостатком клея ПУ-2 является снижение прочности клеевых соединений при увлажнении, а также токсичность. Это необходимо учитывать при работе с клеем.

Приготовление клея осуществляется смешением компонентов. Жизнеспособность клеювого состава не менее 2 ч. Склеивание осуществляют без подогрева и с подогревом. При этом дается открытая и закрытая выдержка при комнатной температуре в течение 10—30 мин при давлении 0,5—3 кгс/см². Выдержка под давлением составляет при склеивании без подогрева 24—28 ч, а при температуре $105 \pm 5^\circ \text{C}$ в течение 4 ч. Прочность шва без подогрева составляет 15 кгс/см².

Клей ПУ-2 применяется для склеивания металлов и для приклеивания к ним неметаллических материалов (пенопластов, стеклотекстолита, древесины и др.), для склеивания пластмасс между собой. Срок хранения клея не более шести месяцев.

Эпоксидные клеи состоят из эпоксидной смолы и отвердителя; при отверждении не выделяют газов, дают мелкую усадку и не требуют большого давления при отверждении. Склеивание эпоксидными клеями производят как при комнатной температуре, так и при подогреве (прочность возрастает). Эти клеи образуют прочные клеевые соединения как между металлическими деталями, так и при сочетании металла с различными пластическими массами.

Технология применения некоторых клеев

Марка клея	Вид клея	Количество слоев	Открытая выдержка (в мин) после нанесения клея		Температура открытой выдержки, °C	Толщина клеевой пленки, мм	Удельное давление при запрессовке, кгс/см²	Температура полимеризации, °C	Время выдержки при температуре полимеризации, ч
			первого слоя	последнего слоя					
БФ-2	Жидкий	2—3	50—60	60—70	15—90	—	5—20	130—160	0,5—1
БФ-2	Армированная клеевая пленка		—	—	—	0,2—0,4	2—5	150—160	0,5—1
БФ-4 (НИИАТ-1)	Жидкий + пленка	1	60—70	—	15—90	0,1—0,4	5—20	130—160	0,5—1
ПУ-2	Пастообразный	1	5—20	—	15—30	—	0,5—5	100—110	3—4
ВК-32-200	Жидкий + пленка	1	90—100	—	15—65	0,1—0,4	4—15	140—180	1—2
ВС-350	Жидкий + пленка	1	60	—	15—30	0,2—0,4	0,6—2	200	2
ВС-10Т	Жидкий + пленка	1	60	—	15—30	0,2—0,4	0,5—5	140—180	1—2

Предел прочности при сдвиге для клеевого соединения стали со сталью составляет 350 кгс/см². Эпоксидные клеевые соединения обладают высокой длительной прочностью и используются в отдельных случаях для работы при температуре до 300° С.

Клеи для соединения пластмасс

Склеивание изделий из слоистых и волокнистых пластмасс или пресс-порошков на основе термореактивных смол производят смоляным клеем ВИАМ-БЗ на основе фенольноформальдегидной смолы. Для ускорения склеивания выдержку склеиваемых деталей производят при нагревании. Режимы склеивания не отличаются от режимов склеивания древесины этим же клеем.

Склеивание деталей из термопластичных материалов производят специальными клеями. Кроме того, склеивание осуществляют растворителем, вызывающим набухание поверхности пластмассы, что придает ей клейкость для соединения. Обычно для склеивания используют 2—4%-ные растворы.

Склеивание органического стекла осуществляется раствором полиметилметакрилата в дихлорэтане; при этом сохраняется бесцветность и прозрачность.

Для деталей несилового назначения, где по месту клеевого соединения допускается непрозрачность, применяют клей ВЗ1-Ф9, представляющий жидкую композицию из смолы ВИАМ-Ф9, резорцина, этилового спирта и керосинового контакта. Жизнеспособность клея 3,5—5,0 ч. Склеивание производят при комнатной температуре с подогревом до 70° С и вязкостью клея 40—180° по Энглеру. Прочность клеевого соединения при сдвиге соответствует 100 кгс/см².

Клей ВЗ1-Ф9 — водостойкий, грибо-, топливо- и маслостойкий, применяется для склеивания органического стекла с капроновой лентой, стеклотекстолитом, а также с органическим стеклом, если не требуется прозрачность стекла. Срок хранения клея четыре месяца.

Склеивание листов из полистирола производится подобно склеиванию органического стекла. Растворителем служит бензол с добавлением некоторого количества полистирола.

Склеивание заготовок из целлулоида и нитроцеллюлозного этрола производится размягчением склеиваемых поверхностей ацетоном. Специальные клеевые составы, дающие соединения более высокого качества, кроме растворителя, содержат пластифицированную нитроцеллюлозу и канифоль. Срок хранения в закрытой таре один год. Склеивание производят при давлении 4 кгс/см² с выдержкой 18—24 ч.

Склеивание заготовок из ацетилцеллюлозного этрола осуществляют промазыванием склеиваемых поверхностей уксусной кислотой. Клеевые составы, кроме растворителя, содержат некоторое количество пластифицированной ацетилцеллюлозы.

Склеивание заготовок из винипласта производится смесью перхлорвиниловой смолы и растворителя (хлористый метилен, ацетон или дихлорэтан). Склеивание осуществляется под давлением 1 кгс/см² с выдержкой 24 ч. Прочность клеевого соединения составляет 50 кгс/см².

Клеи для соединения пенопластов и древесных материалов

Для склеивания пенопластов и древесных материалов применяются на основе фенолформальдегидных смол клеи ВИАМ-БЗ и КБ-3, представляющие жидкие композиции. Эти клеи водо-, грибо-, топливо- и маслостойкие.

Клей ВИАМ-БЗ состоит из смолы ВИАМ-Б, растворителя (ацетона или спирта) и отвердителя (керосинового контакта).

Клей КБ-3 состоит из смолы Б и отвердителя (керосинового контакта).

Клеи готовятся смешением компонентов при температуре 15—25° С (табл. 2.25). Жизнеспособность их составляет при 16—20° С — 3—4 ч, а при 20—25° С — 2—3 ч, вязкость клея 30—120° Энглера, расход — 100—200 г/м². Склеивание производят при температуре 15—25° С и с подогревом, при этом дают небольшую выдержку. Удельное давление при запрессовке 0,5—5,0 кгс/см². Выдержка под давлением без нагрева составляет 3—16 ч, а с подогревом до

Рецепты клеев ВИАМ-БЗ и КБ-3

Составные части	Количество весовых частей				Стойкость при хранении
	для клея ВИАМ-БЗ холодной склейки	для клея ВИАМ-БЗ горячей склейки	для клея КБ-3 холодной склейки	для клея КБ-3 горячей склейки	
Смола	100	100	100	100	Составные части клеев до употребления хранятся отдельно. Ежемесячному осмотру подвергается только смола. В зависимости от температурных условий срок хранения смолы колеблется от одного до пяти месяцев.
Ацетон (технически чистый) или спирт этиловый-сырец	10	10	—	—	
Керосиновый контакт первого сорта	1400	1000	1800	1600	Ацетон вводят в смолу для понижения ее вязкости и повышения стабильности
	<i>a</i>	<i>a</i>	<i>a</i>	<i>a</i>	

Примечание. *a* — кислотное число керосинового контакта (указывается на упаковке или в паспорте). Обычно оно находится в пределах от 90 до 110. При склеивании пенопластов марок ПС ацетон заменяют этиловым спортом.

50—60° С — 40—60 мин и охлаждением до 15—30° С в течение 30—60 мин. Свободная выдержка составляет 6—24 ч для деталей, склеенных без подогрева, и 1—2 ч для деталей, склеенных с подогревом.

Клеевые соединения имеют предел прочности при сдвиге не менее 130 кгс/см², а соединения древесных материалов стареют и прочность их может понизиться за полтора — два года на 30—40%.

Эти клеи применяются для склеивания древесины, фанеры, шпона, дельта-древесины, текстолита, пенопласта и других неметаллических материалов, а также для склеивания металлов с указанными материалами с обязательным предварительным нанесением на металл подслоя клея БФ-2.

Казеиновый (авиационный) клей В-107 (ГОСТ 3056-45) получают из молочного казеина; легко растворяется в слабых щелочах, давая вязкие растворы, обладающие клеящими свойствами; с известью образует соединение, труднорастворимое в воде; поступает в виде сухого, светлого, мелкоизмельченного порошка; изготавливается размешиванием порошка (40—50 мин) в чистой воде при 10—25° С до получения однородной смеси. Жизнеспособность клеевого раствора 2—4 ч при температуре ниже 20° С, вязкость 120—500° Энглера. Расход клея 0,175—0,350 кгс/м² склеиваемой поверхности. Удельное давление при запрессовке 0,5—5,0 кгс/см². Выдержка под давлением без подогрева 3—8 ч и свободная 6—48 ч; под давлением с подогревом — 60—80 мин при температуре 50—60° С и охлаждении до 15—30° С в течение 40—70 мин; 2—3 ч свободная выдержка. Предел прочности при сдвиге составляет 100 кгс/см².

Клей В-107 применяется при склейке древесины, фанеры, шпона, дельта-древесины в комбинации с древесиной и фанерой, а также фибры. Срок хранения клея при температуре до 30° С — пять месяцев.

Клеи для соединения текстильных материалов

Клей АМК — жидкая композиция из глифталиевых смол, органического растворителя и сиккатива; грибо-, водо-, топливо- и маслостоек; не вызывает коррозии металлов, токсичен; поступает в готовом виде; жизнеспособность — один год. Склеивание производят при температуре 15—25° С и с подогревом до 70—100° С. Вязкость клея 15—25° Энглера. Расход составляет 170—200 гс/м². Время высыхания клея при 15—35° С — 26 ч; с подогревом до 70—100° С — 6—8 ч. Прочность на отдир клеевого соединения не менее 75 кгс/м.

Клей АМК применяется для приклейки шерстяной, стеклянной и хлопчатобумажной теплоизоляции к металлическим поверхностям в изделиях, работающих при температуре не выше 150° С.

Клей АК-20 — жидкая композиция из нитроцеллюлозы, эфира гарпиуса и растворителя РДВ; грибо-, водо-, топливо- и маслостоек; поступает в готовом виде; жизнеспособность клея — один год. Склеивание производят при температуре 18—25° С. Вязкость клея — 60—80° Энглера. Расход составляет 600—700 г/м². Время высыхания — 8 ч при 18—23° С. Прочность на отрыв клеевого соединения не менее 60 кгс/м.

Клей АК-20 применяется для приклеивания различных тканей к древесине и фанере. Рабочая температура 60—70° С.

Каучуковые (резиновые) клеи

Каучуковые (резиновые) клеи предназначены для склеивания резин между собой и приклеивания их к металлу. Резиновым клеем называется вязкий раствор, полученный в результате взаимодействия каучука или резиновой смеси с растворителем.

Методы крепления резины к металлам разделяют на две основные группы: методы «горячего крепления», при которых применяется сырая невулканизированная резиновая смесь, прикрепляемая к металлу в процессе ее вулканизации; методы «холодного крепления», которые сводятся к креплению уже вулканизированной резины.

При «горячем креплении» резину прикрепляют к металлу непосредственно либо через промежуточные слои материалов, имеющих хорошую адгезию и к резине, и к металлу.

Непосредственно могут прикрепляться к металлам в процессе вулканизации (при 141—151° С) эбониты или резины, в состав которых введены соединения меди, железа, кобальта, некоторые синтетические смолы и т. п.

В качестве промежуточных слоев при креплении резины к металлам используют эбонит, латунь и различные клеи на основе каучука, изоцианатов или синтетических смол.

Методы «холодного крепления» основаны на применении специальных клеев, при помощи которых вулканизированные резины удается прочно прикреплять к металлам при температурах 15—25° С.

Для изготовления резино-металлических деталей применяются:

черные металлы — сталь марок 3, 5, 20 и т. д., нержавеющая, жароупорная, кислотостойкая и др.;

цветные металлы в чистом виде употребляются редко, а чаще их сплавы: латунь, бронза, дюралюминий, а также сплавы магния, серебра и др.

Наиболее легко резина крепится к стали, латуни, чугуну и сплавам алюминия, труднее к нержавеющей и специальным сталям, бронзам, особенно к оловянистым и магниевым сплавам.

Иногда резину крепят к поверхности металла, на которую предварительно была нанесена защитная пленка оксидированием, анодированием или другими способами. Установлено, что в результате применения соответствующих методов крепления такие пленки не препятствуют связи резины с металлами, а иногда даже улучшают ее.

Клеи марок 4508 и К-4508 — смесь на основе натурального каучука с бензином «Калоша» в виде жидкого вязкого раствора светло-серого цвета (4508) или без бензина в виде сухих вальцованных листов невулканизированной резиновой композиции светло-серого цвета (К-4508) толщиной 4—6 мм.

Приготавливают клей 4508 разбавлением бензином «Калоша» до концентрации 1 : 10. Сухую смесь К-4508 провальцовывают на холодных вальцах, нарезают на мелкие куски, помещают в клеешалку и заливают двумя-тремя частями бензина «Калоша» на 24 ч для набухания. Затем массу размешивают, добавляя бензин до концентрации 1 : 10.

Температура склеивания рекомендуется не ниже 18° С; время сушки после промазки 20—30 мин при 31—45° С; выдержка после склеивания — 8 ч при температуре 15—25° С для деталей с последующей вулканизацией и 16 ч для де-

талей без вулканизации. Прочность на расслаивание не менее 3 кгс. Вулканизированная клеевая пленка нестойка к маслам, керосину и бензину.

Клеи марок 4508 и К-4508 применяются для склеивания невулканизированных резин из натурального и натрийбутадиенового каучуков с последующей вулканизацией, а также резин в вулканизированном виде без последующей вулканизации.

Клей НС-30 — вязкий раствор смеси нитрильного каучука СКН-40 и смолы ФКФ, растворенных в дихлорэтано с ацетоном (или бензоле с ацетоном). Температура склеивания рекомендуется не ниже 23° С. Время сушки после промазки 10—20 мин при 30—45° С. Выдержка после склеивания 8 ч при нормальной температуре. Вулканизация проводится по режиму склеиваемых резиновых изделий. Прочность склеивания на расслаивание не ниже 2,5 кгс. Вулканизированная клеевая пленка стойка к маслам и керосину и недостаточно стойка к бензину.

Клей НС-30 применяется для склеивания невулканизированных резин и резинотканевых материалов на основе масло- и бензостойких каучуков с последующей вулканизацией.

Клей 4Н — вязкий раствор наиритового каучука в бензоле; поставляется в виде густого раствора в бензине с содержанием сухого вещества около 15%; не требует вулканизации и применяется для склейки различных вулканизированных резин. Клеевой шов обладает большой прочностью, стоек к маслам, но набухает в бензине.

Клей термопрен — термически обработанная смесь натурального каучука и парафенолсульфоновая кислота в виде листов темно-коричневого цвета толщиной до 6 мм. Для приготовления клея листы термопрена дробят на мелкие кусочки и заливают 2—3 количествами бензина «Калоша» на 24 ч для набухания. Затем массу размешивают, добавляя бензин до концентрации 1 : 10. Температура рекомендуется не ниже 18° С. Время сушки после промазки 165—170 мин при 31—45° С. Выдержка после склеивания 8 ч при температуре 18—25° С. Вулканизация проводится по режиму склеиваемых резиновых деталей. Вулканизированная пленка нестойка к маслам, керосину и бензину. Клей обеспечивает прочность склейки до 5 кгс/см².

Применяется термопреновый клей для крепления к металлу невулканизированных резин из натурального, наиритового, севанитового и натрийбутадиенового каучука с последующей вулканизацией.

Клей 88 и 88Н (ТУ МХП 880-58 и ТУ МХП 1542—49) представляют собой вязкий раствор грязно-желтого цвета; разжижаются в смеси этилацетата (две части) и бензина «Калоша» (одна часть) или дихлорэтано. Они склеивают резину с металлами и другими материалами, органическое стекло с металлом и деревом. Эти клеи смываются с поверхности изделий керосином и бензином.

Температура склеивания рекомендуется не ниже 12° С. Время сушки после промазки 10—20 мин при 18—45° С с выдержкой после склейки в течение суток под давлением не менее 0,2 кгс/см² или без давления. Вулканизация не производится. Клеевая пленка не стойка к маслам, керосину и бензину. Прочность склейки составляет до 13 кгс/см². Клей не вызывает коррозии металлов.

Клей лейконат — жидкий раствор триизоцианата трифенилметана в дихлорэтано; применяется в готовом виде; температура склеивания рекомендуется 18—30° С. Сушка после промазки составляет 20—60 мин при 30—45° С. Выдержка после склеивания не дается. Вулканизация осуществляется в прессе по режиму склеиваемых резиновых деталей. Прочность соединения на отрыв составляет 40 кгс/см². Вулканизированная клеевая пленка стойка к маслам и топливу.

Клей лейконат применяется для крепления к металлам невулканизированных резин из нитрильного, севанитового, найритового и натурального каучука с последующей вулканизацией.

Клей Б-10 — вязкий раствор черного цвета смеси на основе нитрильного каучука, бензольноацетонового раствора смолы ФКФ и бензола. Температура склеивания рекомендуется не ниже 18° С. Время сушки после промазки 90 мин. Выдержка после склеивания не требуется. Вулканизация проводится в прессе по режиму склеиваемых резиновых изделий. Вулканизированная клеевая пленка стойка к маслам, керосину и бензину и имеет прочность до 40 кгс/см².

Применяется клей Б-10 для склеивания невулканизированных нитрильных, севанитовых резин с металлами с последующей вулканизацией.

Растворители

Для приготовления клеев и для обезжиривания поверхности резины и металлов перед их соединением между собой применяются органические растворители алифатического и ароматического рядов, хлорированные углеводороды, эфиры, кетоны, а иногда смеси из различных растворителей.

Физические свойства растворителей существенно влияют на свойства клеев, например на вязкость, скорость высыхания, толщину пленки, клеящие свойства и др.

Химические свойства и состав растворителей влияют на растворимость в них полимеров, на стабильность клеев, на возникновение коррозионных явлений на поверхности склеиваемых металлов и т. п.

Характеристики основных растворителей, применяемых при креплении резины к металлам, приведены в табл. 2.26.

Т а б л и ц а 2.26

Характеристики важнейших растворителей, применяемых при креплении резины к металлам

Растворитель	Плотность при 20° С, г/см ³	Температура кипения, °С	Относительная летучесть ¹	Предельно допустимая концентрация в воздухе, мг/м ³
Ацетон	0,792	56	2,1	200
Бензин «Калоша»	0,730	80—120	3,5	300
Бензол	0,879	80,1	3,0	20
Дихлорэтан	1,252	83,7	4,1	10
Ксилол (смесь изомеров)	0,864	136—145	13,5	50
Скипидар	0,85—0,87	155—180	—	300
Толуол	0,866	110,6	6,1	50
Трихлорэтилен	1,440	87,2	3,8	10
Уайт-спирит	0,77—0,79	140—200	40—60	300
Этилацетат	0,901	77,15	2,9	200

¹ Относительная летучесть показывает, во сколько раз скорость испарения данного растворителя меньше скорости испарения этилового эфира.

Операции склеивания изделий

Подготовка поверхностей деталей заключается в хорошей пригонке их друг к другу; поверхности по всей площади склеивания должны быть ровными без масла и загрязнений, при необходимости им придается равномерная шероховатость. Для защиты от коррозии поверхности металлических деталей подвергают анодированию, цинкованию, кадмированию и др.

Хорошая пригонка склеиваемых поверхностей и ровность их необходимы для получения тонкой равномерной клеевой прослойки без воздушных пустот, а также предупреждения вытекания легкоподвижных клеев из вертикальных и наклонных соединений.

Загрязнения склеиваемых поверхностей снимают адгезию клеев, нарушают контакт клея со склеиваемой поверхностью и могут вызвать разрушение соединения по склеенной поверхности. Минеральные масла и жиры удаляют растворителями.

На прочность склеивания металлов положительное влияние оказывает шероховатость поверхности, полученная зачисткой наждачным полотном или стеклянной бумагой, кварцевым или металлическим песком, а также травлением.

Для алюминиевых сплавов (плакированных и неплакированных) перед склеиванием применяют обезжиривание, травление при 70° С в течение 10 мин в растворе серной кислоты и бихромата натрия, промывку в холодной воде и

просушивание. Используется также анодирование в серной и особенно в хромовой кислоте.

Для сталей лучшие результаты достигаются при цинковании и кадмировании, но фосфатирование в 2—3 раза снижает прочность склеивания.

Нержавеющие стали обрабатывают в растворах смеси различных кислот и солей, например, в смеси серной кислоты и двуххромовокислого натрия или смеси фтористоводородной и азотной кислот.

Поверхности деталей из титановых сплавов анодируются или обрабатываются в растворе концентрированной серной кислоты и бихромата натрия.

После подготовки поверхности клей наносят не позднее чем через 6—8 ч при открытом хранении и двое-трое суток при закрытом. Если эти нормы превышены, то обезжиривание повторяют.

Наносится клей на соединяемые поверхности пульверизатором, кистью, шпателем (или готовая клеевая пленка определенной толщины помещается между соединяемыми деталями). Вязкость клея регулируется при помощи разбавителей-растворителей. Жизнеспособность клея составляет от 2—5 ч (ПУ-2, ВК-5) до одного года (эпоксид П и Пр, ВК-2).

С уменьшением толщины клеевой прослойки прочность клеевого соединения повышается. Так, если прочность соединения на срез при толщине пленки 0,25 мм принять за единицу, то при увеличении ее до 4 мм прочность падает в 10 раз.

После нанесения клея дается открытая выдержка для удаления растворителей, наличие которых в процессе отверждения с подогревом вызывает вспенивание клея и образование пористой пленки с невысокой прочностью и пониженной теплостойкостью.

Клей сохнет после нанесения каждого слоя в два этапа: выдержка при 18—20° С и нагрев при температуре 45—90° С в печах с электрическим или паровым обогревом. Продолжительность сушки до 1 ч. Время с момента нанесения клея до сборки определяется ТУ в соответствии с маркой клея.

Сборка соединяемых деталей заключается в их установке в сборочное положение в приспособлениях или по сборочным отверстиям. Приспособления для сборки и склеивания должны обеспечить правильное взаимное положение собираемых деталей, достаточную точность контуров, возможность создания необходимого давления и компенсацию температурного расширения деталей без нарушения их взаимного расположения.

Отверждение клея происходит при определенном температурном режиме и давлении. Детали, собранные в приспособлении, сжимаются усилием 0,5—30 кгс/см² (в зависимости от марки клея, толщины материала и конструкции изделия), нагреваются до заданной температуры, выдерживаются при этой температуре и охлаждаются до температуры окружающей среды в сжатом положении.

Время нагрева, давление, температуру выдержки выбирают исходя из характеристики клея, что играет важную роль в получении заданной прочности соединения. Нагрев проводят в электрических печах, автоклавах, а также путем встраивания контактных и спиральных нагревателей в сборочные приспособления, либо подводом к ним пара или воздуха.

До окончательного отверждения клей выдерживается без давления при нормальной температуре в том же сборочном приспособлении. Проведение каких-либо работ с изделием в этот период не допускается.

Комбинированные соединения с клеевой прослойкой

Кроме клеевых, применяются также комбинированные соединения: клеесварные, клееклепанные, клеевинтовые, клееболтовые, которые повышают прочность и эксплуатационную надежность конструкций.

Клеесварные соединения выполняются одним из следующих способов:

точечная сварка по слою жидкого или пастообразного клея;

точечная сварка по клеевой пленке;

введение клея в зазор соединения после точечной сварки.

Для первого способа применяются клеи ВК-32-ЭМ, ФЛ-4С и ВК-1, выжимающиеся под давлением электродов, не препятствуя образованию свароч-

ной точки. Конструкция сваривается на обычных контактных точечных машинах по истечении не более 24 ч с момента нанесения клея.

При втором способе пространство между соединяемыми элементами заполняется клеевой пленкой МПФ-1, ВК-32-200 и др. В полосах пленки по трафаретам из тонкого металла пробивают отверстия под сварные точки, по которым производят точечную сварку. Метод трудоемок и не позволяет анодировать алюминиевые сплавы после сварки без предварительной герметизации швов.

При третьем способе сварка швов производится обычным методом с несколько увеличенным давлением электродов. Затем зазоры шва заполняются текучим клеем с минимальным (или нулевым) содержанием растворителей ($K_{ЛН} = 1$, $ВК = 1МС$, Л4 холодного отверждения и др.) при помощи специального шприца, после чего следует термическая обработка.

Клеезаклепочные, клеевинтовые и клееболтовые соединения выполняются двумя способами.

При первом способе изделие собирается так же, как и для склеивания, с той лишь разницей, что в собираемых деталях предварительно сверлят отверстия несколько меньшего диаметра. После полимеризации клея эти отверстия рассверливаются до номинального размера и ставятся винты, болты или заклепки.

Второй способ прост и не требует специальной оснастки для создания давления прессования. Заклепки, винты или болты ставятся перед термической обработкой пастообразного клея или клеевой пленки. Недостатками его являются неравномерность клеевой прослойки и непрочные, особенно при тонких обшивках.

Для получения герметичных швов применяются клеи, обладающие достаточной эластичностью. Кроме того, под головки элементов крепления подкладываются шайбы из тонких клеевых пленок или покрываются стержни заклепок жидким клеем.

Комбинированные соединения с клеевой прослойкой отличаются герметичностью, антикоррозионной стойкостью, высокой усталостной и ударной прочностью, надежностью при длительной эксплуатации.

Клеезаклепочные соединения широко применяют при ремонте поврежденных обшивок (пробоина, глубокая вмятина, трещина, разрыв обшивки и др.), восстанавливаемых путем удаления поврежденного участка обшивки и постановки заплат (рис. 2.20) или соединения листов обшивки на стыковочной накладке без применения прессовых устройств, требующихся при склейке. При этом прочность клеезаклепочного шва увеличивается в 2—5 раз по отношению к заклепочному шву. В случае одностороннего подхода к месту ремонта выполняют ком-

бинированные соединения на специальных заклепках (взрывные двухкамерные заклепки с сердечником, гайкопистоны и т. п.). При их применении прочность клеезаклепочных соединений не уступает прочностим заклепочным. Длину и диаметр заклепок (специальных и нормальных) в зависимости от толщины соединяемого пакета подбирают в соответствии с существующими рекомендациями для заклепочных соединений.

Наиболее технологична и проста в употреблении армированная клеевая пленка БФ-2, применяемая при ремонте самолетов и вертолетов, эксплуатируемых в интервале температур $\pm 60^\circ \text{C}$. Армированная клеевая пленка изготавливается путем пятишестикратного (с каждой стороны) нанесения кистью жидкого клея БФ-2 на капроновую ткань или стеклоткань с величиной ячейки 0,8—1 мм. Ткань перед нанесением клея натягивают на деревянную рамку и обезжиривают ацетоном. Время сушки каждого слоя при нормальной температуре 1—2 ч. Толщина клеевой пленки после нанесения последнего слоя и сушки в

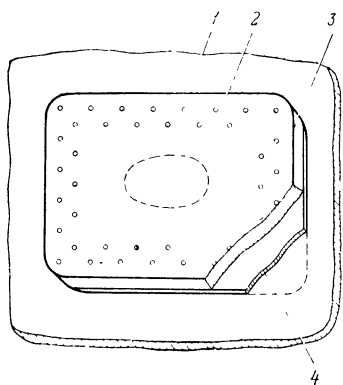


Рис. 2.20. Ремонт обшивки с пробойной путем постановки накладки на клеезаклепках:

1 — обшивка; 2 — пробоина; 3 — накладка; 4 — армированная клеевая пленка БФ-2

течение 24 ч должна быть не более 0,4 мм. Срок годности такой пленки при хранении в помещении не менее 1—1,5 года.

Технология применения армированной клеевой пленки БФ-2 в клеезаклепочных соединениях не отличается от технологии герметичной клепки при применении теколовой уплотнительной ленты.

Для улучшения прилипаемости клеевой пленки к соединяемым деталям ее слегка смачивают спиртом. После клепки скленный участок нагревают до температуры полимеризации ($150—160^{\circ}\text{C}$) не позднее чем через 4—6 ч после окончания клепки. Необходимый нагрев производят без применения открытого огня с использованием электрических или воздушных нагревательных устройств либо при помощи мешков с нагретым до $180—200^{\circ}\text{C}$ песком. Температуру нагрева контролируют термопарой и гальванометром. Степень полимеризации клея БФ-2 определяется по его цвету, который должен быть от темно-желтого до светло-коричневого. Качество склейки контролируется по образцам-свидетелям. Для клеезаклепочных соединений лучшим является двухрядный заклепочный шов с шахматным расположением заклепок с шагом $t = (5—10)d$, где d — диаметр заклепки. Минимальная величина длины нахлестки должна быть не менее $(15 \div 20)\delta$, где δ — толщина материала.

Рекомендуется применять клеезаклепочные соединения в зонах систематического ослабления швов.

Конструирование клеевых, клееклепанных и клеесварных соединений

Клеевые, клееклепанные и клеесварные соединения находят все более широкое применение в самолетостроении и при ремонте авиационной техники. В основу процесса склеивания положено явление адгезии, т. е. способность некоторых веществ органического и неорганического происхождения прилипать к поверхности других материалов (металлических и неметаллических).

В результате применения указанных швов обеспечивается равномерное распределение напряжений при нагружении, значительная гладкость поверхностей, герметичность швов, уменьшение веса, снижение трудоемкости и стоимости работ, высокая коррозионная стойкость и возможность соединения разнородных материалов.

Многорядные швы. При конструировании клеесварных соединений, передающих значительные нагрузки, целесообразно применять многорядные швы. Прочность клеесварных соединений при двухрядном расположении сварных точек в шахматном порядке равна прочности основного материала.

Клееклепанные соединения. При монтаже стыковых соединений, имеющих односторонний или крайне затруднительный подход для точечной электросварки, целесообразно применять клееклепанные соединения с использованием клея холодного отвердевания.

Швы, работающие на сжатие. В конструкциях, где обшивка ЛА совместно с профилем работает на сжатие, рекомендуется применять клеевые соединения, так как непрерывность клеевого соединения исключает опасность местной потери устойчивости тонкой обшивки, соединенной с профилем, между сварными точками. Однако предлагается избегать конструкций с резко выраженным неравномерным отрывом (отдиrom), так как клей с высокой прочностью на чистый (равномерный) отрыв плохо работает на отдир.

Клеесварные соединения. При конструировании клеесварного соединения каркаса с обшивкой ЛА рекомендуется обеспечить возможность подхода прямых

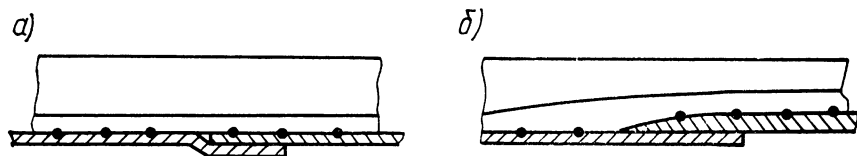


Рис. 2.21. Рекомендуемые типовые соединения обшивки с профилем:

а — соединение с подсежкой; б — соединение «на ус»

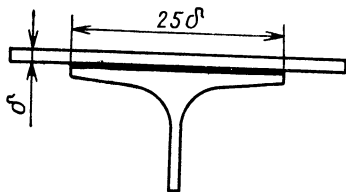


Рис. 2.22. Рекомендуемые размеры при склейке с обшивкой

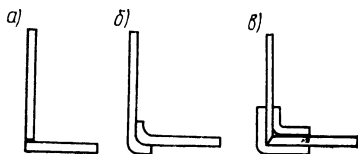


Рис. 2.23. Варианты клеевых соединений под углом:

а — плохое; б — хорошее; в — очень хорошее

ми электродами на стационарных сварочных машинах. Этому требованию удовлетворяют профили, позволяющие осуществить двусторонний подход для нанесения клея после сварки. Что касается соединений сложных типов, то они требуют сварки по клеевой пленке или по слою жидкого клея.

Соединение коррозионнотойких сплавов. Симметричные профили в наибольшей степени устраняют неравномерный отрыв. Однако ввиду невозможности обеспечить анодирование после сварки конструкций, имеющих замкнутые полости, с последующим удалением агрессивных серноокислотных остатков такие соединения пригодны лишь для коррозионнотойких сплавов.

Выбор зазора. Рекомендуется избегать конструкции со слишком тугой или слабой посадкой, где зазор для клея может оказаться малым или большим. Например, клеевое или клеесварное соединение может оказаться непригодным для телескопического соединения цилиндрических деталей (трубы с трубой, трубы со стаканом), так как при нанесении клея до сварки он будет выдавлен при соприкосновении деталей, а при нанесении после сварки клей может не проникнуть в малый зазор вследствие высокой вязкости.

Не рекомендуется также слишком большой зазор протяженности более 10—15 мм для клеев, отвердевающих с усадкой, во избежание образования в клеевой прослойке местных непроклеев и усадочных трещин. Более выгодно применять в таких случаях соединения с подсечкой или с уменьшением толщины одной из соединяемых деталей «на ус» (рис. 2.21).

В соединениях обшивки с подкрепляющим профилем (рис. 2.22) рекомендуется ширина клеевой пленки, равная 25 толщине обшивки. На рис. 2.23 показаны варианты угловых клеевых соединений.

Инструментальный контроль клеевых соединений методом свободных колебаний

Принцип действия. Метод свободных колебаний предназначен для дефектации клеевых соединений. Основан он на применении свободных упругих колебаний, создаваемых путем ударного возбуждения контролируемой конструкции. При изменении упругих свойств изделия, связанном с наличием дефекта склеивания, меняется характер собственных колебаний и, следовательно, излучаемого звука.

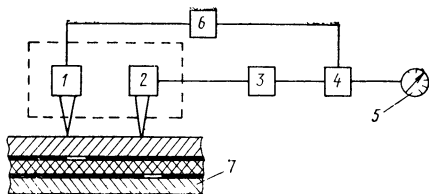
Область применения. Метод свободных колебаний является эффективным, а в ряде случаев единственным инструментальным средством контроля двух- и многослойных конструкций с неметаллическими материалами средних и больших толщин. Существенным его достоинством является то, что не требуется смазывать поверхности контролируемого изделия. Кроме того, обеспечивается контроль при доступе с одной стороны детали (конструкции).

На принципе замера свободных колебаний разработаны ряд дефектоскопов, таких как ЧИКП-2, ЧИКП-3 и ЧИКП-4.

Дефектоскоп ЧИКП-2 предназначен в основном для выявления зон нарушения клеевого соединения между неметаллическим материалом толщиной от 5 до 80 мм и металлическим основанием. При этом минимальная площадь обнаруживаемых дефектов составляет от 2 до 8 см² соответственно. Прибор выявляет

Рис. 2.24. Блок-схема дефектоскопа ЧИКП-2:

1 — вибратор; 2 — приемник; 3 — фильтр;
4 — усилитель; 5 — индикатор; 6 — источник питания;
7 — проверяемый склееный пакет



также расслоения в самом неметаллическом материале. Контроль дефектоскопом ЧИКП-2 производится, как правило, со стороны неметаллического покрытия.

Устройство дефектоскопа ЧИКП-2. На рис. 2.24 показана упрощенная блок-схема дефектоскопа ЧИКП-2. Датчик прибора состоит из вибратора 1, создающего периодические удары по изделию, и пьезоэлектрического приемника 2, преобразующего упругие колебания в электрические сигналы. Эти сигналы через фильтр 3 поступают в усилитель 4. Усиленный сигнал поступает на стрелочный индикатор 5.

Источник питания 6 питает обмотку вибратора и усилитель.

При наличии в изделии дефекта (расслоение, непрочекл и т. п.) в спектре звуковых импульсов появляются составляющие более высоких частот, которые, проходя через фильтр 3, усиливаются усилителем 4 и отклоняют стрелку индикатора 5. Частотные составляющие спектра звукового импульса, соответствующие участку с хорошим соединением, практически полностью задерживаются фильтром, поэтому когда нет дефекта, стрелка индикатора не отклоняется.

Дефектоскоп ЧИКП-2 состоит из двух блоков. Блок № 1 содержит усилитель, фильтр и стрелочный индикатор. Его размер $130 \times 240 \times 200$ мм и вес 1 кгс. Блок № 2 содержит источник питания. Его размеры $160 \times 230 \times 220$ мм и вес 4,5 кгс.

Прибор питается от сети переменного тока и потребляет около 200 Вт.

Контроль качества клеевых соединений

В случаях изготовления узлов и деталей с применением клея особое значение приобретает контроль качества клеевого шва, преследующий цель выявить участки со слабым сцеплением, местными непрочеклами, пористой структурой, пережогами клея и т. д.

Проверку качества готовых изделий (крыла, фюзеляжа, аэродинамических рулей, киля, стабилизатора и др.) осуществляют внешним осмотром, простукиванием, применением дефектоскопов, испытанием образцов-свидетелей, выборочным испытанием готовых изделий и т. д.

При внешнем осмотре обнаруживают различные механические повреждения: забоины, вмятины, вздутия, а также подтеки, по которым судят о качестве склеивания.

При контроле простукиванием пользуются небольшим стержнем из мягкого металла или текстолита. По изменению тона звука (свободные колебания) обнаруживают местные непрочеклы и утолщенные клеевые прослойки. Используют дефектоскоп ЧИКП-2, основанный на принципе простукивания, для выявления дефектов в соединениях неметаллических материалов с металлами.

Акустический импедансный (электрический) метод применяют для контроля клеевых соединений металлов и неметаллических материалов и выявления дефектов многослойных конструкций. Метод основан на зависимости механического сопротивления от наличия и величины зон нарушения сцепления между отдельными элементами соединения.

В промышленности распространение находит импедансный дефектоскоп ИАД-2, который работает в комплекте полуавтоматической установки ПИ-1 для механизированного контроля с записью результатов на электротермическую бумагу.

Вакуумный метод. При этом методе контроля клеевых соединений под датчиком прибора (колпаком), наложенным на контролируемый участок соединения, создается разряжение. Перемещение обшивки фиксируется находящими-

ся в датчике измерительными устройствами (индикатор). В местах удовлетворительного соединения прогиб обшивки получается меньше или его совсем нет.

Существуют и другие методы контроля клеевых соединений: сквозное прозвучивание (тенево́й), ультразвуковой резонансный, метод многократных отражений, термографический и рентгеновский с применением инфракрасного излучения и др. Разработан контроль с применением теплового импульса, позволяющий выявить прочность сцепления металлической обшивки с заполнителем в виде сот или пенопласта.

О прочности клеевых соединений судят также по испытанию на разрушение образцов, вырезаемых из специальных припусков на изделии (образцы-свидетели).

Для устранения непрочности в обшивке сверлят отверстия диаметром 2—2,5 мм, через которые под обшивку вводят специальным шприцем клей. Затем соответствующий участок шва стягивают струбцинами и выдерживают необходимое для отверждения клея время.

Нанесение на металлы и неметаллы покрытий из пластмасс

Пластмассы широко применяются в качестве антикоррозионных, влагозащитных, декоративных, износостойких, ударопрочных и других покрытий на металлических и неметаллических изделиях.

Недостатки общих покрытий. Существующие лакокрасочные и гальванические покрытия не всегда являются надежной защитой от коррозии. Гальванические покрытия нестойки к кислотам, щелочам, их нанесение трудоемко и связано с использованием дефицитных материалов (цветных металлов). Лакокрасочные покрытия неустойчивы к удару, износу; их пленки при разовом покрытии слишком тонки: 50—80 мк, в то время как для обеспечения надежной защиты металлов от атмосферных воздействий они должны быть толщиной 150—250 мк, а от воздействия жидких агрессивных сред — 300 мк.

Благотворные качества пластмасс. Пластмассовые покрытия дешевле лакокрасочных и гальванических и более устойчивы к агрессивным средам. Покрытие, например, из полиэтилена стойко ко всем концентрированным щелочам, кислотам (кроме азотной), а фторопластовые — к большинству агрессивных сред. Кроме того, пластмассовые покрытия прочнее и долговечнее лакокрасочных и гальванических. Требуемая толщина пластмассового покрытия в большинстве случаев получается за один прием, а при производстве покрытий на машинных установках они дешевле лакокрасочных в 1,2 раза и гальванических в 2—3 раза. Кроме того, пластмассовые покрытия могут служить одновременно прочным электроизоляционным слоем.

Для повышения долговечности, улучшения адгезии и необходимых технологических свойств в пластмассы для покрытий добавляют светотермостабилизаторы, наполнители, смазывающие вещества, ингибиторы коррозии, пластификаторы, пигменты и др.

Классификация пластмассовых покрытий

В зависимости от товарной фабрикации пластмассовые покрытия делят на пять групп:

I — покрытия из жидких компаундов, замазок и мастик; II — из суспензий; III — из порошков; IV — из расплавов; V — из готовых плиток, листов и пленок (футеровка).

Способ получения покрытий определяется не только видом применяемой пластмассы, но и конфигурацией изделия (табл. 2.27).

Пластмассы для покрытий. Из жидких компаундов и мастик: эпоксидные смолы ЭД-5, ЭД-6; полиэфирные смолы; композиции поливинилхлорида.

Из суспензий: фторопласт-4Д; фторопласт 3-М; карбамидные смолы.

Из порошков: поливинилбутираль; полиэтилен НД; полипропилен; поликарбонат; полиформальдегид.

Из листов, плиток, пленок: полиэтилен; поливинилхлорид; полиизобутилен.

**Рекомендуемые технологические способы получения пластмассовых покрытий
на металлических изделиях**

Технологический способ	Торговая фабрикация используемой пластмассы	Рекомендуемые группы металлических изделий
Покрyтия из жидких компаундов, замазок и мастик		
Полив, макание, полив при вращении, напыление пистолетом	Жидкие компаунды, пластизоли (эпоксидные, полиэфирные, поливинилхлоридные и др.)	Изделия различной конфигурации (емкости, сосуды, аппараты и др.)
Намотка, обкладка пропитанными рулонными материалами (стеклотканью, хлопчатобумажной тканью)	Жидкие пропиточные компаунды (эпоксидные, полиэфирные, карбамидные)	Емкости, сосуды, аппараты, кузова автомобилей и др.
Шпатлевание, нанесение на шпреди́нг-машинах и специальных установках	Замазки, мастики, пасты, пластизоли (из эпоксидных, поливинилхлоридных смол и каучуков)	Емкости, аппараты, листы, ленты и др.
Покрyтия из суспензий		
Спекание водных суспензий	Водные суспензии (из фторопластов 4Д, 3М и др.)	Листы, сосуды, аппараты и др.
Электрофорез	Водные суспензии из реактопластов и термопластов	Изделия и детали различной конфигурации
Покрyтия из порошков		
Вихревой	Порошки термо- и реактопластов с размерами частиц не более 0,25 мм	Изделия различной конфигурации, за исключением тонкостенных и емкостей
Вибровихревой	То же	То же
Струйный	»	Наружные и внутренние стенки емкостей
Газопламенный	Порошки термо- и реактопластов	То же
Электростатический роторный	Порошки термо- и реактопластов с размерами частиц не более 0,25 мм	Трубы
Электростатический ванный (вихревой)	То же	Изделия различной конфигурации за исключением емкостей
Электростатический струйный	»	Наружные и внутренние поверхности емкостей
Покрyтия из расплавов		
Центробежный	Расплавы термопластов (в формах-оправках)	Внутренняя поверхность труб, втулок, обечаек и др.
Экструзионный	Расплавы термопластов (в шнек-машинах)	Наружные и внутренние поверхности электропроводов, труб и др.
Литье под давлением	Расплавы термопластов в литьевых машинах	Запорная арматура и др.

Технологический способ	Торговая фабрикация используемой пластмассы	Рекомендуемые группы металлических изделий
Покрывтия из плиток, листов и пленок		
Футеровка (обкладка)	Листы, плитки	Наружные и внутренние поверхности и др.
Плакировка	Пленка из термопластов	Листы, ленты
Намотка на горячую цилиндрическую поверхность	То же	Наружные поверхности труб, цилиндров и др.

Характеристики покрытий из жидких компаундов, замазок и мастик

Покрывные компаунды готовят на основе термореактивных смол: фенолоформальдегидных, эпоксидных, полиэфирных. Они состоят из смолы, отвердителя (холодного или горячего отверждения), наполнителя. Иногда добавляют пластификатор, а для повышения вязкости (при нанесении кистью или пульверизатором) разбавитель.

Замазка по составу аналогична компаунду, но содержит больше наполнителя; она значительно гуще компаунда и наносится шпателем.

Мастики, пластизоли и органозоли готовят из поливинилхлоридных смол путем растирания (диспергирования) их в пластификаторах с добавлением светотермостабилизаторов и красителей. В мастики (они гуще) добавляют порошковые наполнители (литопон, каолин и др.) В органозоли (они более жидкие, наносятся кистью и пульверизатором) добавляют органические разбавители. Мастики, пластизоли и органозоли при термической обработке (150—170° С) желатинизируют, приобретают твердое резиноподобное состояние. Они используются для получения покрытий на тканях (кожаменители), бумаге, картоне, металлоизделиях и др.

Способ нанесения. Пластизоли наносят на металл холодным или чаще горячим (с предварительным нагревом изделия) маканием, а затем нагревают при 150—165° С в течение 20—30 мин.

Органозоли наносят на металлы главным образом пульверизатором с последующей термообработкой покрытий, аналогично применяемой для пластизолов.

Показатели покрытий из суспензий

Покрывтия из суспензий на металлах получают методом спекания и электрохимическим.

Методом спекания чаще всего получают покрытия из суспензий фторопласта марок 4Д и 3М.

На металлическую поверхность пульверизацией или методом окунаания наносят слой полимера (фторопласт, диспергированный в смеси этилового спирта с ксилолом). Затем слой подсушивают при 50—60° С и оплавливают при температуре плавления полимера в течение 10—20 мин. Толщина одного слоя 10 мк. Обычное покрытие состоит из 10 слоев.

Электрохимический способ. Сущность метода заключается в электроосаждении на поверхность изделий смолоподобных веществ (с пигментами или без них) из водных растворов суспензий и эмульсий, например мочевиноформальдегидных смол.

Предварительная подготовка поверхности проводится обычным способом (желательно, чтобы она включала фосфатирование). Электролиз ведется при напряжении на клеммах от 75 до 300 В (чаще всего при 200 В). Продолжительность нанесения от 60 до 120 с. Увеличение продолжительности окупается качеством покрытия.

Преимущества электрохимического способа:

достигается равномерная толщина покрытий по всей поверхности детали, в том числе на труднодоступных участках (отверстиях, щелях и т. п.), а на острых краях вследствие повышенной плотности тока получают, в отличие от других способов, покрытия повышенной толщины;

толщину пленки в процессе ее формирования можно регулировать; нет подтеков как при наращивании, так и при термообработке пленки.

Покрывтия из порошков

Товарные термопласты. Для получения покрытий на металлах и других теплоемких и термостойких материалах применяются товарные термопласты, выпускаемые в виде гранул и порошков. Используемые для покрытий пластмассы должны иметь хорошую растекаемость при оплавлении на горячей поверхности металла, удовлетворительную термостабильность и хорошую адгезию. Порошки должны быть тонкодисперсными с размерами частиц не более 0,25 мм (табл. 2.28).

Т а б л и ц а 2.28

Свойства порошковых пластмасс, применяемых для получения покрытий на металлах

Показатель	Поливинил- бутираль мар- ки КА и КВ ГОСТ 6439—60	Полипропи- лен	Полиэтилен	Поликапро- лактам
Размер частиц, мк	160—300	200	200—350	100—200
Температура плавления, °С	160—167	164—170	120	215
» нагрева ме- талла перед напылением, °С	320—340	320—350	320—360	240—370
Коэффициент разбухания слоя	1,35—1,55	1,3	1,45	1,45

Покрывтия из порошков получают следующими способами: 1) вихревым (пневмовихревым, вибровихревым); 2) струйно-центробежным (струйнохолодным, газопламенным); 3) электростатическим (роторным, пневмованным, струйным).

Вихревой способ. Металлическое изделие, нагретое несколько выше температуры плавления полимера, погружают в ванну с порошком полимера. Соприкасаясь с горячим металлическим изделием, полимер оплавляется на поверхности изделия, а при дополнительном нагреве растекается, образуя сплошной равномерный слой покрытия толщиной 0,2—0,8 мм в зависимости от времени погружения (5—10 с). Температура нагрева детали зависит от вида применяемого полимера, а также соотношения массы и площади поверхности детали. Тонкостенные детали нагревают до более высокой температуры. Перегрев недопустим, так как он приводит к побурению светлых полимеров и образованию вздутий.

Поверхности металлических изделий перед напылением очищают от ржавчины и обезжиривают, а затем подвергают дробеструйной обработке.

Струйно-центробежный способ находит применение при получении тонких равнотолщинных полимерных покрытий из порошков на внутренних поверхностях различных изделий, имеющих формул тел вращения (труб, подшипников скольжения) с внутренним диаметром более 100 мм.

При этом способе скорость вращения изделия n (об/мин) определяют по формуле

$$n = 423 \sqrt{\frac{k}{d}},$$

где d — внутренний диаметр изделия, см; k — коэффициент, устанавливаемый экспериментально (в зависимости от вида пластмассы и изделия равен 750—850).

Электростатический способ заключается в том, что частицы порошка заряжаются отрицательными зарядами постоянного тока, а изделие служит анодом. При подключении постоянного тока напряжением до 150 кВ к системе изделие-порошок и при создании аэродинамической подвижности порошка он устремляется к изделию, налипает на его холодные стенки и прочно удерживается. При этом получается слой равномерной толщины. Из налипшего слоя порошка под действием тепла нагретого изделия при дальнейшем нагревании (в зависимости от способа) образуется пленка.

По конструктивному оформлению и назначению способ имеет три разновидности: роторный, пневматический и струйный.

Покрывтия из расплавов

Покрывтия из расплавов получают двумя способами: экструзионным и центробежным. Процесс покрытия включает две последовательные стадии: приготовление расплава и нанесение его на изделие.

Экструзионный способ применяется более двух десятков лет при облицовке электропроводов. Этим способом можно также получить (при использовании соответствующих экструзионных головок) покрытия на трубах и различного вида профилях.

Покрывтия из плиток, листов и пленок

Покрывтия из полимерных материалов этого вида производятся: 1) футеровкой (обкладкой) на клеях или замазках; 2) плакировкой; 3) намоткой или прикаткой на горячую поверхность.

Футеровка производится обкладкой плитками (аптегмита, поливинилхлорида, полистирола и др.) или листами (полиизобутилена, поливинилхлорида, асбовинила, фаолита, полиэтилена, дублированного байкой и др.) на клеях или замазках.

Плакировка — метод защиты металла от коррозии; покрывают листовую сталь готовой пленкой с помощью специальных клеев (адгезивов) на многовальцевой плакировочной установке. При этом получают односторонние и двусторонние покрытия. Листовой металл, защищенный пленкой, называют *металлопленкой*. Последний не разрушается при технических операциях, его можно гнуть, штамповать, сверлить, сваривать.

В СССР освоено производство металлопласта под названием ставинил — листовая сталь толщиной 1—1,5 мм, покрытая поливинилхлоридной пленкой с одной или двух сторон.

Намотка и прикатка для защиты труб производятся полиэтиленовой пленкой. Трубу предварительно нагревают и напыляют на нее слой порошкового полиэтилена, затем труба обматывается пленкой в виде ленты из рулона.

КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИХ ПРОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ

1. КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ

Перегрузки, возникающие в полете при различных маневрах

В полете на самолет действуют сила веса G , полная аэродинамическая сила R и сила тяги двигателей P .

Перегрузка. Отношение величины равнодействующей всех внешних сил, кроме силы веса, действующих на самолет, к величине силы веса самолета называется перегрузкой.

Перегрузка — величина безразмерная и векторная; вектор перегрузки направлен против силы, ее вызвавшей.

При полете без противоперегрузочного костюма летчик сохраняет работоспособность при сравнительно длительном действии перегрузки $n_y = 2 \div 4$ и кратковременной — $n_y = 5 \div 6$.

Максимально возможная (теоретическая) перегрузка для скоростных и маневренных летательных аппаратов может достигать 30—50, а для планеров 80 ед. В связи с возможностью получения больших перегрузок при выводе из пикирования на малых и средних высотах полета для пикирующих самолетов (планеров) устанавливаются максимально допустимые величины перегрузок (до 8), определяемые выносливостью летчика или прочностью конструкции самолета (планера).

Продольная, боковая и нормальная перегрузки. Внешние силы, действующие на самолет, можно представить в виде составляющих, приложенных в центре тяжести самолета и направленных по его осям. Изменение величины внешней силы вызывает ускорение в направлении изменения силы, и самолет испытывает изменение перегрузки. В общем случае пространственного движения центра тяжести самолета перегрузка раскладывается на составляющие по осям самолета и в зависимости от направления действия нагрузок перегрузки называются:

продольная $n_x = \frac{\Sigma X}{G}$ — направлена по оси x ;

боковая $n_z = \frac{\Sigma Z}{G}$ — направлена по оси z ;

нормальная $n_y = \frac{\Sigma Y}{G}$ — направлена по оси y .

Здесь ΣX , ΣZ , ΣY — суммы проекций сил на оси x , z и y .

В полете перегрузки n_x и n_z практически невелики. В основном самолет испытывает значительные перегрузки в направлении оси Oy .

Нормальной перегрузкой называется отношение подъемной силы Y , создаваемой самолетом в данный момент, к силе веса самолета G :

$$n_y = \frac{Y}{G}.$$

В установившемся горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета и, следовательно, перегрузка равна единице. При взятии штурвала на себя увеличится угол атаки и появится положительное приращение подъемной силы ($+\Delta Y$), при отдаче штурвала от себя уменьшится угол атаки, появится отрицательное приращение подъемной силы ($-\Delta Y$) и соответственно возникнет приращение перегрузки

$$n_y = \pm \frac{\Delta Y}{G}.$$

При положительном приращении перегрузки (вывод из снижения) пилот прижат к сиденью, при отрицательном (ввод в снижение) он отделяется от сиденья.

Для измерения перегрузок, действующих на самолет в полете, служит акселерометр (например, АДП-4).

Фактическая перегрузка. Перегрузки в полете могут изменяться при изменении углов атаки ввиду отклонения руля высоты, изменении положения закрылков и тяги двигателей, при воздействии порывов воздуха.

Во всех этих случаях перегрузка самолета равна сумме перегрузки исходного режима и приращения перегрузки. Если за исходный режим взять установившийся горизонтальный полет, то фактическая перегрузка с учетом приращения будет

$$n_{\phi} = 1 + \Delta n_y.$$

Располагаемая перегрузка. Перегрузка, которую можно создать в полете, определяется возможным изменением величины коэффициента c_y от исходного режима $c_{y\text{исх}}$ до выхода самолета на критический угол атаки ($c_{y\text{max}}$) и ограничением прочности конструкции.

Отношение величины коэффициента $c_{y\text{max}}$ к величине коэффициента $c_{y\text{исх}}$ называется располагаемой перегрузкой:

$$n_{\text{расп}} = \frac{c_{y\text{max}}}{c_{y\text{исх}}}.$$

Чем меньше угол атаки, на котором происходит полет, тем меньше $c_{y\text{исх}}$ и, следовательно, тем больше располагаемая перегрузка.

Запас перегрузки. Величина приращения перегрузки, потребного для вывода самолета на критический угол атаки, называется запасом перегрузки

$$n_3 = \frac{c_{y\text{max}}}{c_{y\text{исх}}} - 1.$$

Если запас перегрузки в полете станет равным нулю, это значит, что самолет выведен на критический угол атаки. При этом произойдет сваливание самолета на любой скорости полета. Если полет выполняется на малой скорости, т. е. при большом $c_{y\text{исх}}$, то самолет имеет малый запас перегрузки и такой самолет легче вывести на критический угол атаки. Все минимальные скорости полета, скорости отрыва и посадки устанавливаются при условиях сохранения минимально допустимого запаса перегрузки с целью обеспечения безопасности полета.

Маневренная перегрузка называется перегрузка, создаваемая пилотом за счет отклонения органов управления. Величина ее зависит от параметров самолета (весовых, геометрических и аэродинамических), от внешних условий выполнения маневра и от квалификации пилота. Максимальную маневренную перегрузку, которую можно создать в эксплуатации, рассчитывают по формуле

$$n_{\text{max. ман}}^3 = 1 + \frac{N}{\sqrt{\frac{G}{c}}}.$$

Коэффициенты N и c , учитывающие класс самолета, его параметры и назначение, берут из норм прочности. Так, например, для самолета Як-40 $N = 22,5$; $c = 209$.

Величины максимальных маневренных перегрузок для самолетов Як-40 с различным полетным весом следующие:

Полетный вес, кгс	9 000	10 000	12 000	13 200	14 000	14 850	16 100
$n_{\text{max ман}}^{\text{э}}$	4,43	4,25	3,96	3,83	3,74	3,4	3,5

Пределы допустимой перегрузки. В полете есть возможность создать большие маневренные перегрузки. Однако нормами прочности установлены определенные пределы допустимой перегрузки. Так, например, для самолета Як-40 при расчете прочности принята максимальная эксплуатационная перегрузка для расчетного веса самолета 13200 кгс, равная 3,7. Эту величину следует понимать так: в полете на самолете с полетным весом 13200 кгс может быть допущено создание подъемной силы $Y^{\text{э}}$, в 3,7 раза превышающей полетный вес самолета, т. е.

$$n_{\text{max. доп}}^{\text{э}} = \frac{Y^{\text{э}}}{G} = 3,7.$$

Из формулы видно, что увеличение полетного веса самолета уменьшает допустимую эксплуатационную перегрузку.

Самолетные системы управления и требования, предъявляемые к ним

Процесс изменения сил и моментов, обеспечивающий полет самолета по заданной траектории, называется **управлением**, а комплекс устройств управления составляет **самолетную систему управления**, которая может быть неавтоматической, полуавтоматической и автоматической.

Неавтоматической называется такая система, при которой процесс управления осуществляется непосредственно летчиком, где он посредством мускульной силы приводит в действие органы управления и устройства, обеспечивающие создание и изменение управляющих сил и моментов.

Полуавтоматической называется система, в которой процесс управления осуществляется летчиком, а механизмы и устройства системы служат для облегчения процесса управления и улучшения его качества.

Автоматической называется система, в которой создание и изменение управляющих сил и моментов осуществляется комплексом автоматических устройств, а роль летчика сводится к отладке этих устройств и наблюдению за правильностью их работы.

В зависимости от специфических особенностей различных самолетов применяется соответствующая система управления или их сочетание. Например, на современных скоростных самолетах широко применяются полуавтоматические и автоматические системы управления.

Управление самолетом подразделяется на ручное и ножное управление.

Ручное управление включает управление рулем высоты или цельноповоротным горизонтальным оперением и управление элеронами, осуществляемое летчиком при помощи ручки или штурвальной колонки, расположенных в кабине летчика. Ручка управления устанавливается на легких самолетах. Она закрепляется на продольной трубе или специальной кронштейне и может перемещаться как раздельно, так и одновременно вперед или назад, влево или вправо.

На ручке управления иногда для удобства пользования размещают кнопки управления вооружением самолета и рычаг управления тормозами шасси.

Штурвальная колонка ручного управления применяется обычно на тяжелых самолетах. Она состоит из колонки и штурвала, смонтированных на трубе, которая устанавливается на шариковых подшипниках и крепится к полу кабины. Штурвальная колонка может отклоняться вперед-назад для отклонения руля высоты. При вращении штурвала перемещаются элероны.

Ножное управление предназначено для воздействия на руль направления и осуществляется при помощи педалей.

На легких самолетах педали крепятся к рычажно-параллелограммному механизму с вертикальной осью вращения. На тяжелых самолетах педали перемещаются по направляющим или имеют горизонтальную ось вращения. Наибольшее распространение получили педали с горизонтальной осью вращения (качающиеся педали).

Рефлексы управления. Движения рук и ног при управлении самолетом соответствуют естественным рефлексам человека, что значительно облегчает пилотирование. При перемещении ручки (штурвала) вперед, т. е. от себя, рули высоты (рис. 3.1, *а*) отклоняются вниз (при нормальной схеме), и самолет опускает нос — появляется пикирующий момент относительно оси z . При движении ручки назад, т. е. на себя (рис. 3.1, *в*), рули высоты отклоняются вверх, и самолет поднимает нос — появляется кабрирующий момент. Движение ручки влево (рис. 3.1, *и*) вызывает отклонение правого элерона вниз, левого элерона — вверх и крен на левое крыло; движение ручки вправо вызывает правый крен (рис. 3.1, *ж*).

Углы отклонения рулей устанавливаются на основании расчета и в большинстве случаев находятся в пределах, указанных в табл. 3.1.

Требования к системе управления:

при отклонении органов управления (рулей, элеронов, цельноповоротного горизонтального оперения) усилия в ручке (штурвале) и педалях должны воз-

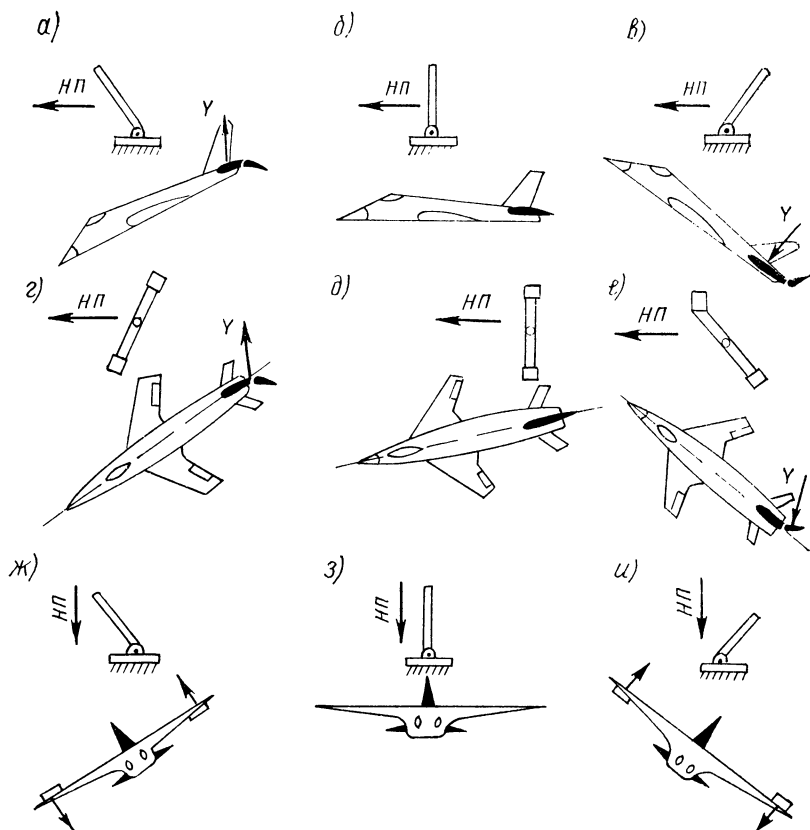


Рис. 3.1. Схема управления самолетом:

а — ручка отклонена вперед (от себя); *б, з* — нейтральное положение ручки; *в* — ручка отклонена назад (на себя); *г* — педали повернуты влево; *д* — нейтральное положение педалей; *е* — педали повернуты вправо; *ж* — ручка отклонена вправо; *и* — ручка отклонена влево

Углы отклонения рулей самолетов

Тип самолета	Угол отклонения (в градусах)				
	Рули высоты		Рули направления	Элероны	
	вверх	вниз	в обе стороны	вверх	вниз
Маневренные	30—35	15—20	25—30	20—30	8—12
Неманевренные	20—25	15—20	20—25	15—20	8—20

растать плавно и быть направлены в сторону, противоположную движению ручки (штурвала) и педалей. Величина усилий должна находиться в пределах норм прочности. Например, максимальная величина давления на ручку при управлении рулем высоты: для легких самолетов 4—10 кгс, для тяжелых — 6—15 кгс, при посадке для легких — 2—3 кгс, для тяжелых — 4—6 кгс;

отклонение ручки (штурвала) при управлении рулем высоты не должно вызывать отклонения элеронов и наоборот;

должна быть исключена возможность заклинивания (заедания и зажима) проводки и механизмов управления;

удобство подхода к механизмам ручного и ножного управления для регулировки;

обеспечение надежности и возможности полетов на всех режимах согласно ТТТ (тактико-техническим требованиям);

минимальное трение и люфты в сочленениях проводки, небольшой износ трущихся частей, исключение резонансных колебаний.

Особенности управления скоростными самолетами и характеристики механизмов

С ростом скоростей полета самолетов при сохранении прямой кинематической связи между командными рычагами управления и рулями (элеронами) интенсивно возрастают усилия, действующие на ручку (штурвал) и педали. При переходе к сверхзвуковым скоростям полета потребные углы отклонения рулей для балансировки самолета нормальной схемы увеличиваются вследствие возрастания устойчивости самолета и уменьшения эффективности рулей.

Усилия на ручке (штурвале) и педалях при управлении сверхзвуковым самолетом изменяются в столь широких пределах (по величине и знаку), что непосредственное управление рулями и элеронами становится невозможным без применения специальных механизмов и приводов. Эти устройства могут быть механическими, гидравлическими, пневматическими и электромеханическими.

Ручка с переменной длиной. Простейшим устройством, позволяющим в полете изменять усилие, действующее на рукоятку, является ручка управления с переменной длиной плеча рычага с пустотелым наконечником. Внутри наконечника вдоль его оси перемещается стержень и при помощи рычага и соединительной тяги может опускаться и подниматься, изменяя тем самым длину плеча тяги и передаточное число. У современных самолетов передаточное число для ручного управления берется в пределах $1/3$ — $1/6$, а для ножного управления $1/1,5$ — $1/3$.

Однако система подбора плеч командных рычагов себя не оправдала в силу того, что это потребовало автоматического перемещения конца ручки и педалей (возросли размеры) в зависимости от величины меняющихся усилий и в целом усложнило конструкцию.

Гидравлическая следящая система. В настоящее время на скоростных самолетах в системе управления рулями устанавливаются сервоприводы — гидроусилители или бустеры (гидравлические и электрические), при помощи

которых через следящий механизм летчик или автопилот воздействует на органы управления.

Гидроусилитель (бустер) представляет собой гидравлическую следящую систему и состоит из исполнительного механизма (силового цилиндра), следящего элемента и связи между ними.

В зависимости от характера движения выходного звена различают гидроусилители поступательного и вращательного действия.

Принцип работы бустера. При нейтральном положении золотника гидро-смесь не поступает в силовой цилиндр и система остается неподвижной.

Если сдвинуть золотник, то одна из полостей цилиндра соединится с питающей магистралью гидросистемы, а другая — со сливной. Под действием разности давлений в полостях шток силового цилиндра начнет перемещаться, отклоняя рулевую поверхность.

Одновременно со штоком будет перемещаться и корпус золотника (через механическую обратную связь) в ту же сторону, что и шток, стремясь снова перекрыть питающую и сливную магистрали. Если летчик или автопилот перестает смещать золотник, то он остановится. Таким образом, каждому положению тяги управления золотником, а следовательно, и ручки управления, с ним связанной, соответствует свое положение исполнительного штока.

Обратимая система управления. Существуют две схемы включения гидроусилителя в проводку управления и в зависимости от этого шарнирный момент руля может восприниматься гидроусилителем полностью или частично.

Если большая часть шарнирного момента руля воспринимается гидроусилителем и меньшая летчиком, система (как и система непосредственного управления) называется обратной. В этом случае усилия, передающиеся на ручку (штурвал) и педали, увеличиваются с увеличением отклонения рулей.

Пилот таким образом «чувствует» самолет, что является неприменным условием, обеспечивающим нормальное управление самолетом.

При повреждении или отказе гидроусилителя система управления превращается в обычную механическую систему.

Возможность применения обратимых систем ограничивается резким увеличением воздушных нагрузок и значительным перемещением ЦД на поверхностях управления при околозвуковых и малых сверхзвуковых скоростях. При этом резко изменяются шарнирные моменты рулей и усилия на ручке (штурвале) и педалях. Поэтому применять такую систему включения гидроусилителя можно только на самолетах, не достигающих критических (звуковых и более) скоростей полета.

Необратимая система управления. В настоящее время для некоторых сверхзвуковых самолетов применяется необратимую систему управления (рис. 3.2). Усилия, возникающие в проводке управления от шарнирных моментов на органах управления, не передаются на рычаги управления самолетом, так как целиком воспринимаются гидроусилителем. Пилот, управляя рулями, воздействует на золотник гидроусилителя, что не требует значительных усилий.

Для имитации усилий, возрастающих по мере увеличения угла отклонения руля, в систему управления включается загрузочный механизм. В этом случае пилот преодолевает усилие не от шарнирного момента руля, а от сжатия или растяжения пружины загрузочного механизма. К загрузочному устройству подсоединяется так называемый механизм триммерного эффекта. При включении этого механизма снимается по желанию пилота при длительном полете усилие с ручки (педали). Получается эффект, равноценный действию триммера.

Преимущества загрузочного устройства:

позволяет полностью снять нагрузку с педалей без потери располагаемых углов руля в случае отключения бустера;

полностью исключает возможность заклинивания управления по вине загрузочного устройства;

дает возможность включать и выключать бустер в любом положении руля.

Автомат усилий. Для восприятия пилотом изменения усилий на ручке при изменении скорости и высоты полета в систему включают добавочный загрузочный автомат (автомат усилий), к которому подводится скоростной напор воздуха. Автомат усилий реагирует на изменения скоростного напора и в зависимости от его величины регулирует нагрузку в загрузочном механизме.

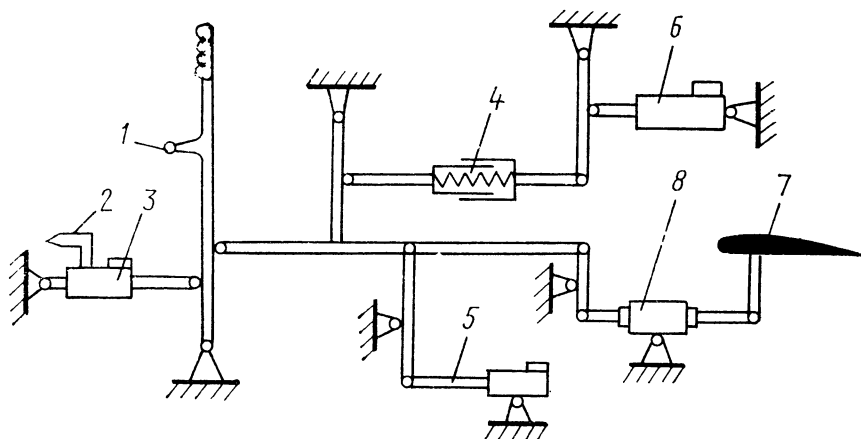


Рис. 3.2. Кинематическая схема необратимой системы управления цельноповоротным горизонтальным оперением:

1 — груз; 2 — приемник воздушного давления (ПВД); 3 — привод автомата усилий; 4 — загрузочный механизм; 5 — силовой привод автомата; 6 — механизм триммерного эффекта; 7 — цельноповоротное горизонтальное оперение; 8 — гидроусилитель

Повышение надежности при использовании бустеров осуществляется тремя способами:

- резервированием необратимой бустерной системы таким образом, чтобы полный выход ее из строя был минимально вероятен;
- созданием дублирующих систем, например электрической;
- использованием ручного управления в аварийном случае при отказе бустерной системы управления.

Переход на ручное управление требует от пилота повышенного внимания и достаточной квалификации.

Обеспечение продольной управляемости. При полете самолета в околосвуковой зоне изменяются его аэродинамические характеристики, что сильно влияет на степень продольной устойчивости. На балансировочных кривых появляется так называемая «ложка», усложняющая управление самолетом.

Для обеспечения нормальной управляемости и повышения безопасности пилотирования при разгоне и торможении в околосвуковой зоне в системе продольного управления устанавливают специальный автомат, который позволяет пилоту отклонять ручку (колонку штурвала) по привычному закону также и в околосвуковой зоне. Такой автомат получил название **автомата балансировки**.

Трения и люфты в системе управления

Трение в проводке управления влияет на управляемость самолета в том случае, когда для его преодоления требуются дополнительные усилия летчика. В системах прямого управления рулями летчику приходится преодолевать трение во всех узлах системы — от ручки (педали) до руля, при необратимом управлении — только от ручки до золотника (в этом его достоинство).

Самоцентрирование ручки. При выполнении полета на каком-либо установленном режиме ручка (штурвал) должна находиться в определенном положении. Если усилие с ручки снято триммером или механизмом триммерного эффекта, то при отклонении ручки от этого положения она стремится вернуться к нему (при прямом управлении — под действием шарнирного момента руля, при необратимом — под действием загрузочного механизма). Такое поведение ручки называется самоцентрированием.

Раскачка самолета. Трение нарушает самоцентрирование. Если, например, для преодоления трения требуется усилие летчика в 1 кгс, то ручка может оставаться неподвижной в различных положениях, при которых усилие от загрузочного механизма или шарнирного момента меньше 1 кгс. Летчик обнаруживает неправильное положение ручки по изменению режима полета и перемещает ее. Но ручка снова может оказаться в неправильном положении. Потребуется новое вмешательство и т. д. При большом трении в системе управления может возникнуть раскачка самолета.

Забрасывание самолета. Чтобы обеспечить самоцентрирование ручки (штурвала) при необратимом управлении используется предварительная затяжка пружины загрузочного механизма. Сущность этой меры заключается в том, что пружина начинает сжиматься только при условии, если приложенное к ней усилие превышает усилие предварительной затяжки, а если оно меньше, то ручка (штурвал) находится в равновесном положении. Для самоцентрирования нужно, чтобы действие предварительной затяжки преодолеvalo силы трения.

Обеспечивая самоцентрирование, предварительная затяжка вместе с тем увеличивает усилие страгивания ручки; летчику приходится преодолевать сумму сил трения и предварительной затяжки. При большом усилии страгивания затрудняются малые отклонения ручки (штурвала). Ручка (штурвал) после страгивания отклоняется больше, чем нужно, и при недостаточном демпфировании получается заметное забрасывание самолета.

Таким образом, трение в управлении сказывается на точности пилотирования и усиливает утомляемость летчика.

Вредность люфтов. Неблагоприятно влияют на управляемость также люфты в управлении. Если имеется люфт на участке между загрузочным механизмом и золотником гидроусилителя, то после страгивания ручки (штурвала) руль отклоняется не сразу, а лишь после выбора люфта. При наличии люфта между ручкой (штурвалом) и загрузочным механизмом летчик ощутит усилие от последнего уже после начала отклонения руля и реагирования самолета. Это нарушение чувства управления может при недостаточном демпфировании вызвать раскачку самолета.

Появление суммарного люфта в проводке управления свыше 0,1 мм может привести к самопроизвольному перемещению управляющих золотников и включению гидроусилителей.

Из сказанного вполне понятно, насколько важно сократить до минимума трение и люфты в управлении самолетом.

Типы крыльев самолетов и их характеристики

Основными весовыми характеристиками самолетов являются: удельный вес ($q_{кр}$) — отношение веса конструкции ($G_{кр}$) к площади крыла в плане (S), т. е. $q_{кр} = G_{кр}/S$, относительный вес ($K_{кр}$) — отношение веса конструкции крыла к весу самолета (G), т. е. $K_{кр} = G_{кр}/G$.

Для крыльев современных дозвуковых самолетов $q_{кр} = 20 \div 35$ кгс/м², $K_{кр} = 0,12 \div 0,16$; для крыльев околосвуковых и сверхзвуковых самолетов соответственно 35—45 и 0,08—0,16.

Кессонным крылом называют такое крыло, обшивка которого совместно с подкрепляющими ее продольными элементами воспринимает все виды нагрузок, действующих на крыло. В такой конструкции могут быть один, два и более лонжеронов с ослабленными поясами. Кессонные крылья представляют собой сочетание конструктивно-силовых схем, а именно, лонжеронных и моноблочных (рис. 3.3.).

Моноблочным крылом называют крыло, в конструкции которого продольные силы при изгибе воспринимаются обшивкой и стрингерами по всему поперечному контуру крыла. Лонжероны в моноблочных конструкциях отсутствуют, а вместо них ставят продольные стенки (см. рис. 3.3.).

Крылья смешанной силовой схемы выполняются по смешанным конструктивным схемам, например, у корня применена двухлонжеронная схема, переходящая затем в моноблочную.

Лонжеронным крылом называется крыло, в котором изгибающий момент в основном воспринимается лонжеронами, имеющими мощные пояса. Лонжерон-

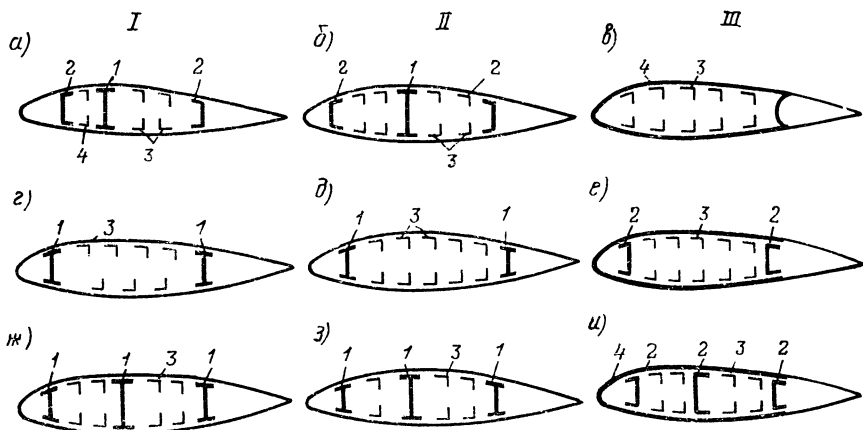


Рис. 3.3. Конструктивно-силовые схемы крыльев:

I — лонжеронные; *II* — кессонные; *III* — моноблочные;
а и *б* — с одним лонжероном; *в* — без продольных стенок; *г* и *д* — с двумя лонжеронами;
е — с двумя продольными стенками; *ж* и *з* — с тремя лонжеронами (и более);
и — с тремя продольными стенками (и более);
1 — лонжероны; *2* — продольные стенки; *3* — стрингеры; *4* — обшивка

ные крылья (см. рис. 3.3) имеют сравнительно тонкую обшивку, подкрепленную стрингерами и нервюрами. Толщина обшивки и подкрепляющего ее набора определяются из условий работы на сдвиг от кручения. При изгибе крыла обшивка в сжатой зоне имеет низкое значение критического напряжения $\sigma_{кр}$.

В результате участие обшивки в восприятии изгибающего момента ограничивается работой ее в растянутой зоне, где она лишь разгружает нижние пояса лонжеронов.

В однолонжеронном крыле лонжерон обычно расположен в месте максимальной строительной высоты профиля (у нескоростных самолетов на 30—40% хорды, у скоростных на 45—60% хорды). Для получения контура, способного воспринимать кручение, а также базы для крепления элеронов и средств механизации на однолонжеронном крыле на 65—70% его хорды от носка располагается продольная стенка.

В двухлонжеронном крыле передний лонжерон обычно располагается на 15—25% хорды, задний на 60—70%. Максимальная строительная высота профиля у такого крыла не используется для рационального распределения материала в конструкции, поэтому вес двухлонжеронного крыла при разных параметрах всегда более однолонжеронного. На кручение работает контур, образованный обшивкой и стенками переднего и заднего лонжеронов.

Стреловидные крылья. Существенной особенностью их является наличие в корневой его части конструктивных элементов, образующих треугольник *ABC* (рис. 3.4, *а*), и изменение направления (перелом) осей элементов продольного набора (лонжеронов и стрингеров) в зоне фюзеляжа.

Корневая часть стреловидного крыла может быть выполнена с переломом осей продольных силовых элементов у борта фюзеляжа или в плоскости симметрии самолета и с внутренним подкосом (при однолонжеронной конструкции). При одном лонжероне часть крыла вне указанной зоны работает на изгиб, сдвиг и кручение как прямое крыло.

В стреловидном крыле нервюры ставят параллельно потоку (рис. 3.4, *б*) или перпендикулярно линии фокусов — линии, соединяющей четверти хорд (рис. 3.4, *в*). В первом случае лучше воспроизводится форма профиля.

Стреловидные крылья по конструкции могут быть однолонжеронными, двухлонжеронными, кессонными и моноблочными.

Треугольные крылья по конструкции могут быть лонжеронными, кессонными и моноблочными, применяются с большой стреловидностью и малым удлинени-

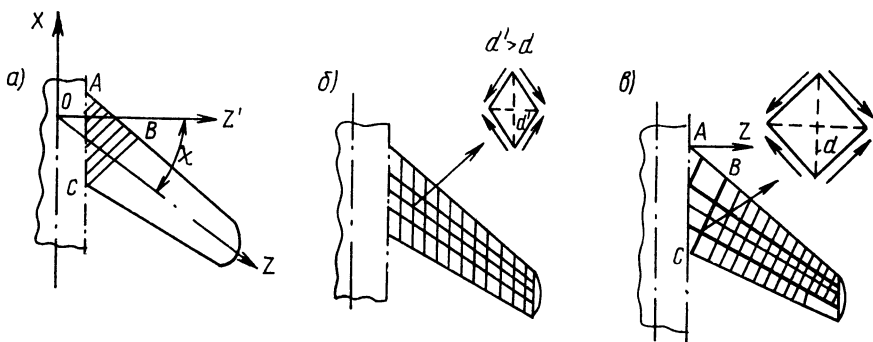


Рис. 3.4. Конструкционные схемы стреловидных крыльев:

а — однолонжеронное стреловидное крыло; б — расположение нервюр по потоку; в — расположение нервюр перпендикулярно оси жесткости

ем $\lambda = 1,5 \div 2,0$. Нервюры чаще всего ставятся по потоку. Силловые элементы работают так же, как соответствующие элементы других конструкций крыльев.

Преимущества:

незначительное увеличение c_x при полете на околозвуковых скоростях обусловлено большой стреловидностью (60° и более по передней кромке) и малым удлинением;

малое лобовое сопротивление при полетах на сверхзвуковых скоростях обусловлено малым удлинением;

имеет большие хорды на значительной части размаха, что при данной толщине профиля позволяет получить меньшую относительную толщину его, а это также улучшает аэродинамические характеристики крыла;

при одинаковой относительной толщине профиля жесткость треугольного крыла выше, внутренний объем больше, чем у крыла другой формы;

равнодействующая аэродинамических сил на полукрыле расположена ближе к корню, чем у крыла трапециевидного и прямоугольного. Больше абсолютная толщина профиля в корне из-за больших хорд. Поэтому конструкция треугольного крыла имеет наименьший вес.

Недостатки:

максимальная подъемная сила получается при таких больших углах атаки, которые оказываются недостижимыми при практически приемлемых длинах ног шасси (рис. 3.5);

коэффициент $c_{y\text{пос}}$ на 30—50% меньше, чем у прямого крыла; меньше чем у прямого крыла значения c_y на всех углах атаки; меньшее значение качества $K = c_y/c_x$ как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях;

ограничена возможность применения и эффективного использования механизации крыла как из-за малого размаха треугольного крыла так и из-за малого приращения коэффициента подъемной силы и создания значительных пикирующих моментов при отклонении закрылков (щитков).

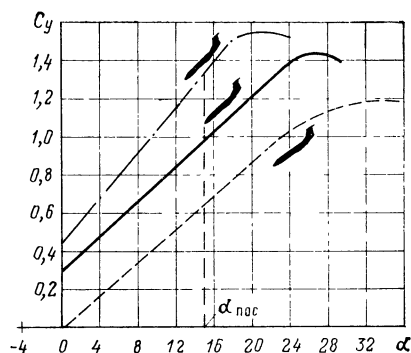


Рис. 3.5. Использование максимальной подъемной силы при посадке самолетами с треугольным крылом ($\alpha_{\text{пос}}$ — посадочный угол атаки, применяемый на практике)

Крылья с изменяемой стреловидностью (геометрией) в полете дают возможность совершать полет как на максимальной скорости, в 2—3 раза и более превышающей скорость звука, так и на дозвуковых скоростях. Самолеты

Таблица 3.2

Основные технические данные самолетов США F-111A и F-111B

Наименование характеристик	Величина характеристик самолетов		Наименование характеристик	Величина характеристик самолетов	
	F-111A	F-111B		F-111A	F-111B
Взлетный вес самолета (по ТТТ), кгс	31 760	29 030	Максимальная стреловидность, град	72,5	72,5
Вес пустого самолета (по ТТТ), кгс	16 600	17 700	Минимальная стреловидность, град	16	16
Тяга двигателей, кгс	18 000	18 000	Длина фюзеляжа, м	22,4	20,3
Площадь крыла, м ²	64	66	Высота, м	5,22	5,08
Максимальный размах, м	19,2	21,3	База шасси, м	7,62	7,62
Минимальный размах, м	9,74	10,3	Колея » м	3,2	3,2

с таким крылом могут иметь многоцелевое применение, что позволяет в ряде случаев снизить затраты на их производство, а также облегчить для летно-технического состава эксплуатацию и применение меньшего типа самолетов.

При проектировании самолетов с крылом изменяемой стреловидности, по сообщению зарубежной прессы, возникли новые аэродинамические, конструктивно-компоновочные и прочностные трудности, основными из которых являются увеличение веса конструкции на 4—6% взлетного веса самолета и обеспечение устойчивости и управляемости, удовлетворительной маневренности и малого значения потерь качества на балансировку.

В табл. 3.2 приводятся технические данные самолетов типа F-111A с крылом изменяемой стреловидности.

Монолитные конструкции — это конструкции, изготовленные из одного целого куска материала. Распространенным примером такой конструкции является монолитная панель, имеющая обшивку, продольный или поперечный набор.

В связи с применением на современных скоростных самолетах тонких крыльев, имеющих малые строительные высоты, клепаные конструкции панелей становятся нерациональными вследствие уменьшенного момента инерции при изгибе, так как полки стрингеров приближаются к нейтральной оси. В этом случае монолитные конструкции позволяют выполнить тонкие крылья с более эффективным использованием материала.

Монолитная конструкция с толстой обшивкой и часто расположенными ребрами меньше подвержена деформации при нагреве на больших скоростях полета.

Конструкции с многослойной обшивкой (предложена в 1928 г. советским ученым С. О. Зоншайном) могут состоять из двух металлических листов, между которыми расположен наполнитель из легкого материала, имеющего сотовую или пористую структуру, либо выполненный в виде гофра.

Создание многослойных конструкций высокой прочности из листов стали, дюралюминия и стеклотекстолитовых, текстолитовых сот, пенопласта в качестве наполнителя стало возможным после разработки новых сортов клея, склеивающего разные материалы.

Легкий внутренний слой обшивки — наполнитель с объемным весом $\gamma = 0,05 \div 0,10 \text{ г/см}^3$ (490—980 Н/м³) имеет сравнительно низкие механические характеристики и только поддерживает наклеенные с обеих его сторон металлические листы, предохраняя их от местной потери устойчивости.

Общая устойчивость конструкции с многослойной обшивкой в 50—100 раз превышает устойчивость составляющих ее листов, так как резко возрастает момент ее инерции.

Металлическая обшивка крыльев. Тонкая металлическая обшивка (порядка 0,5—0,6 мм), если даже она не получила деформаций (выпучин и складок) в процессе производства, чего избежать полностью при тонком листе довольно труд-

но, в полете под действием аэродинамических нагрузок деформируется (образуются хлопуны, выпучивания и волны). Вследствие этого тонкая обшивка в конструкциях крыльев современных скоростных самолетов не применяется.

Толстая металлическая обшивка наилучшим образом удовлетворяет требованиям аэродинамики, предъявляемым к поверхности крыла.

Вместе с тем малейшая неточность в форме нервюры или в положении стрингера может вызывать вмятину или волну на обшивке.

Эксплуатационная характеристика крыла. С эксплуатационной точки зрения, лучшими являются однолонжеронные и двухлонжеронные крылья. Они наиболее удобны для постоянного осмотра конструкции. В них же сравнительно просто осуществляются вырезы в обшивке. Однако при использовании внутренних объемов для размещения запасов топлива наиболее выгодна кессонная конструкция крыла.

Взаимозаменяемость отъемных частей крыльев, средств механизации и элеронов лучше всего достигается на лонжеронных крыльях с довольно жесткими лонжеронами. Тонкостенные конструкции крыльев с обшивкой, работающей на изгиб и кручение, обладают повышенной живучестью в случае частичного их повреждения.

Кессонные крылья по сравнению с другими конструкциями обладают более высокой усталостной прочностью.

Вес набора нервюр составляет в зависимости от конструкции крыла 10—14% его веса, а в бесстрингерных конструкциях около 25%.

Назначение, работа и классификация конструкции крыла по изгибающему моменту

Назначение и конструкция силовых элементов крыла зависят от условий их работы (нагружения).

Обшивка придает крылу обтекаемую форму; воспринимает воздушную нагрузку, работая при этом на поперечный изгиб и как мембрана на растяжение («цепные напряжения»); работает на растяжение или сжатие и на сдвиг, участвуя в изгибе и кручении балки крыла.

Лонжероны. Пояса лонжеронов, работая на растяжение или сжатие, воспринимают часть изгибающего момента. Стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу; вместе с обшивкой воспринимают крутящий момент, работая при этом на сдвиг.

Стрингеры воспринимают вместе с обшивкой часть изгибающего момента, работая при этом на растяжение или сжатие; передают воздушную нагрузку от обшивки нервюрам, работая на поперечный изгиб. Стрингеры, являясь опорами обшивки, повышают ее критические напряжения и уменьшают местные деформации.

Нервюры сохраняют заданную форму крыла, передают приходящиеся на них нагрузки (от воздушных и массовых сил) на лонжероны и обшивку; являясь опорами обшивки и стрингеров, повышают их критические напряжения.

Соединительные элементы связывают между собой основные силовые элементы и передают силы от одних частей силовой схемы к другим.

Типы силовых схем крыла. Из трех усилий $M_{изг}$ и $M_{кр}$, действующих в поперечных сечениях крыла, изгибающий момент ($M_{изг}$) может быть назван основным усилием, так как вес силовых элементов, воспринимающих $M_{изг}$, составляет около 50% общего веса крыла.

В зависимости от того, какими силовыми элементами в основном воспринимается изгибающий момент, силовые схемы крыльев разделяют на лонжеронные и моноблочные.

Силовая схема крыла называется лонжеронной, если изгибающий момент в основном воспринимается поясами лонжеронов; она имеет мощные пояса лонжеронов, сравнительно слабые стрингеры и тонкую обшивку.

Моноблочная схема крыла — это такая схема, при которой изгибающий момент в основном воспринимается обшивкой и стрингерами; она имеет мощный стрингерный набор, толстую обшивку и сравнительно слабые пояса лонжеронов (площади поперечных сечений того же порядка, что и площади сечений стрингеров).

Оптимальный вес конструкции. В моноблочных крыльях материал обшивки используется более рационально, что может уменьшить вес конструкции всего крыла. Весовая выгодность моноблочной схемы крыла возрастает с увеличением веса самолета, угла стреловидности, удлинения крыла и с уменьшением относительной толщины профиля крыла.

Жесткость и живучесть. Моноблочные крылья обладают большой жесткостью на изгиб и кручение. В них выход из строя части силовых элементов из-за усталостных разрушений или боевых повреждений не приводит к немедленному разрушению всей конструкции. И наоборот, в лонжеронном крыле выход из строя хотя бы одной из полок лонжеронов, как правило, приводит к быстрому разрушению всей конструкции.

Следовательно, по живучести моноблочное крыло выгоднее лонжеронного крыла.

Производственная (ремонтная) и эксплуатационная технологичность. В отношении технологичности выгоднее лонжеронные крылья, в которых обшивка и стрингеры принимают малое участие в работе крыла на изгиб. Вот почему в лонжеронных крыльях можно делать вырезы (люки) в обшивке для монтажа и осмотра топливной аппаратуры, ниши для уборки шасси, для монтажа и осмотра проводки управления и т. д., не уменьшая значительно прочность крыла на изгиб. Для сохранения прочности крыла на кручение в этом случае осуществляются сравнительно простые конструктивные меры, не приводящие к существенному увеличению веса крыла.

В моноблочных крыльях вырезы в обшивке обязательно должны закрываться более тяжелыми силовыми крышками на винтах и болтах, способными передавать как усилия сдвига, так и осевые силы.

Кроме того, лонжеронные крылья проще моноблочных в отношении крепления отъемных частей к центроплану или фюзеляжу.

Сравнение лонжеронной и моноблочной силовых схем показывает, что каждая из них обладает своими достоинствами и недостатками. Поэтому иногда некоторые участки конструкции крыла (например, концевая часть) выполняются по моноблочной схеме, а зоны вырезов для уборки шасси — по лонжеронной схеме.

Силовые схемы и работа треугольных крыльев малого удлинения

Для треугольных крыльев малого удлинения применяются однолонжеронные, многолонжеронные и моноблочные силовые схемы.

Схемы однолонжеронных крыльев показаны на рис. 3.6, а, б, в.

Схема (рис. 3.6, в) аналогична схеме однолонжеронного стреловидного крыла с внутренним подкосом. Она удобна, с точки зрения компоновки, по уборке шасси в крыло.

Многолонжеронные крылья (рис. 3.6, г, д) по сравнению с однолонжеронными более жестки, но прохождение через фюзеляж большого числа лонжеронов усложняет компоновку фюзеляжа.

Моноблочные крылья отличаются от прямых и стреловидных крыльев тем, что силовые панели занимают малую часть корневых хорд, имеющих большие размеры.

Основное различие всех приведенных выше схем заключается в расположении элементов продольного набора — лонжеронов и стрингеров.

Заделка и напряжения. Особенностью работы и расчета силовых схем крыльев малого удлинения является то, что влияние заделки распространяется на все крыло, а не только на корневой участок, как это происходит в крыльях больших и средних удлинений.

Кроме того, в треугольных крыльях малого удлинения на распределении напряжений в сечении крыла существенно сказывается влияние непараллельности в плане продольных силовых элементов и упругости нервюры, длина которых соизмерима с размахом крыла самолета.

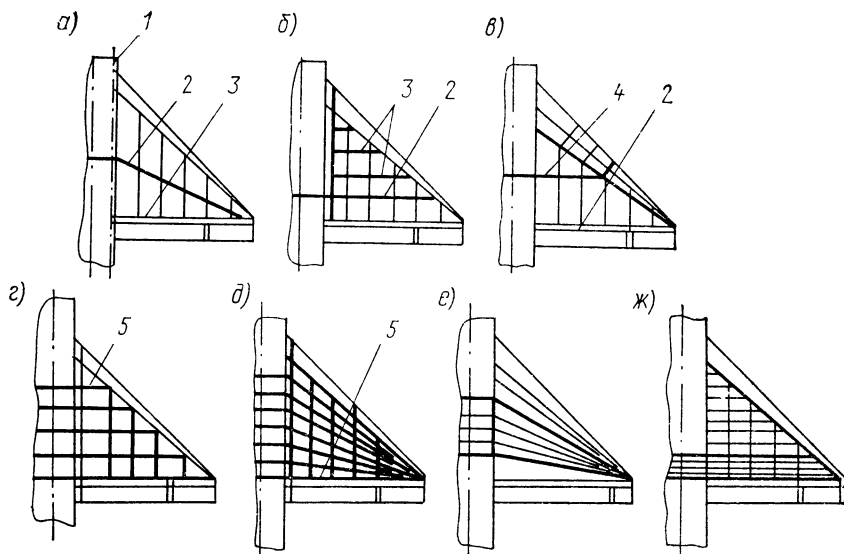


Рис. 3.6. Силовые схемы конструкций треугольных крыльев:

а — основной и вспомогательные лонжероны расположены на постоянных процентах хорд крыла веерообразно; *б* — основной и вспомогательные лонжероны расположены перпендикулярно оси фюзеляжа; *в* — крыло с подкосной балкой (внутренним подкосом); *г* — крыло с параллельными лонжеронами; *д* — крыло с веерообразно расположенными лонжеронами; *е* — крыло с переломом элементов силовой панели у борта; *ж* — крыло с параллельными элементами силовой панели;
 1 — бортовая нервюра; 2 — основные лонжероны; 3 — вспомогательные лонжероны; 4 — подкосная балка; 5 — лонжероны

В результате деформации таких крыльев отклоняются от закона плоских сечений при изгибе, что заставляет рассматривать треугольные крылья не как сплошные балки, а как системы совместно работающих балок.

Нагружение и работа корневых элементов стреловидного крыла самолета

Конструкции стреловидных крыльев выполняются такими же, как и конструкции прямых крыльев, но силовые схемы их имеют особенности в корневом участке, которые непосредственно примыкают к фюзеляжу и входят в фюзеляж.

Напряжения и компоновка. На распределение напряжений в сечениях корневых участков сказываются влияние переломов (в плане) и разница в длине продольных элементов (лонжеронов, стрингеров и участков работающей на нормальные напряжения обшивки).

Силовая схема корневой участка стреловидного крыла зависит в основном от условий внутренней компоновки крыла и фюзеляжа (размещение грузов, кабин, уборка шасси и др.).

Силовые схемы стреловидных крыльев с различной структурой корневых участков показаны на рис. 3.7.

Нагружение элементов. На схеме рис. 3.8 усилия $P_{\text{л}}$, передаваемые от поясов лонжерона стреловидного крыла, разбиваются на составляющие $P_{\text{н}}$, нагружающие нервюру в ее плоскости, и $P_{\text{ф}}$, передаваемые на лежащие за переломом пояса лонжеронов центральной части крыла, входящей в фюзеляж.

Нагрузки вида $P_{\text{н}}$, действующие на нервюры, стоящие на границе перелома осей продольных элементов, весьма значительны и по величине близки к усилиям в поясах лонжеронов.

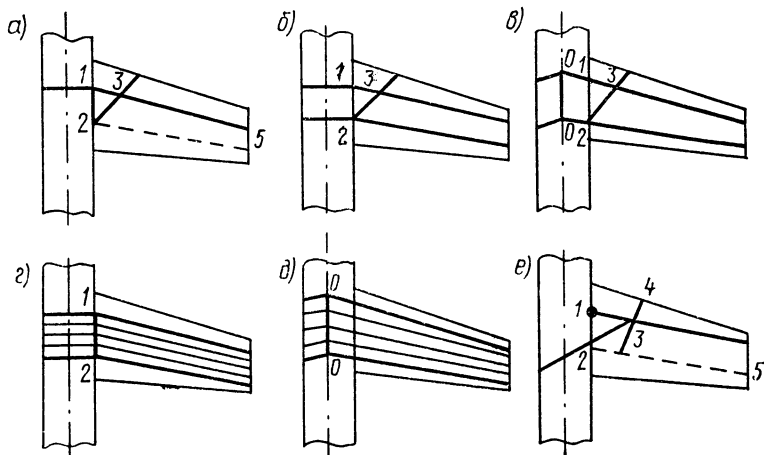


Рис. 3.7. Силовые схемы стреловидных крыльев с различной конструкцией корневых участков:

а — однолонжеронное крыло с переломом оси лонжерона по бортам фюзеляжа; 1—2 — бортовая и 2—3 — корневая усиленные нервюры; 2—5 — вспомогательный лонжерон;

б — двухлонжеронное крыло с переломом осей лонжеронов по бортам фюзеляжа; 1—2 — бортовая и 2—3 — корневая усиленные нервюры; *в* — двухлонжеронное крыло с переломом осей лонжеронов по оси симметрии; 2—3 — корневая и 0—0 — осевая усиленные нервюры;

г — моноблочное крыло с переломом оси панели по бортам фюзеляжа; 1—2 — бортовая усиленная нервюра;

д — моноблочное крыло с переломом оси панели по оси симметрии; 0—0 — осевая усиленная нервюра;

е — однолонжеронное крыло с подкосной балкой (внутренним подкосом); 2—3 — подкосная балка; 3—4 — корневая усиленная нервюра; 2—5 — вспомогательный лонжерон

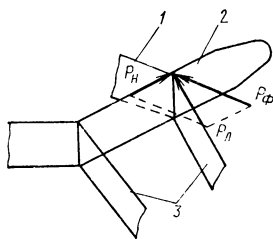


Рис. 3.8. Нагружение нервюры, стоящей на стыке расположенных под углом лонжеронов, усилиями в их поясах: 1 — часть лонжерона 3 крыла, находящаяся в фюзеляже; 2 — нервюра; 3 — лонжероны крыла

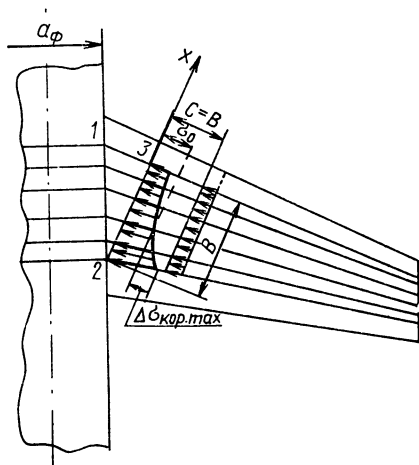


Рис. 3.9. Двухлонжеронное стреловидное крыло и эпюры нормальных напряжений в элементах корневого сечения и вдали от него:

1—2 — бортовая нервюра; 2—3 — корневое сечение

Подобным образом нагружают показанные на рис. 3.7 бортовые нервюры 1—2 схем *а, б, в* и лежащие в плоскости симметрии самолета нервюры 0—0 схем *в* и *д*.

Корневые нервюры (2—3 на схемах *а, б* и 3—4 на схеме *в*) служат в крыльях лонжеронной схемы для снятия с обшивки консоли крыла касательных сил от крутящего момента.

Эффект стреловидности. На рис. 3.9 показана эпюра изменения напряжений $\sigma_{кор i}$ в элементах корневого сечения 2—3, которые можно представить как сумму $\sigma_{кор i} = \sigma_0 \pm \Delta\sigma_{кор i}$, где σ_0 — напряжения, полученные без учета стреловидности; $\Delta\sigma_{кор i}$ — дополнительные напряжения в волокне *i*, обусловленные эффектом стреловидности.

По мере удаления от корневого сечения к концу крыла дополнительные напряжения уменьшаются. В сечениях, удаленных от корневого на расстояние $C \gg B$, дополнительные напряжения уменьшаются настолько, что можно рассчитывать эти сечения так же, как сечения прямого крыла.

Схемы фюзеляжей и устройство их элементов

По конструктивно-силовой схеме фюзеляжи делятся на следующие типы: балочные фюзеляжи, образованные из продольного и поперечного наборов и работающей обшивки;

ферменные фюзеляжи, состоящие из каркаса пространственной фермы и легкой неработающей обшивки (рис. 3.10).

На некоторых самолетах фюзеляжи имеют смешанную конструктивную схему. Например, передняя часть представляет собой ферменную, а задняя балочную конструкцию.

Наибольшее распространение на самолетах получили фюзеляжи балочной схемы, но встречаются еще и ферменные фюзеляжи, а также ферменно-балочные.

В современных балочных фюзеляжах каркас выполняется из дюралюминиевых профилей, обшивка — из листового дюралюминия.

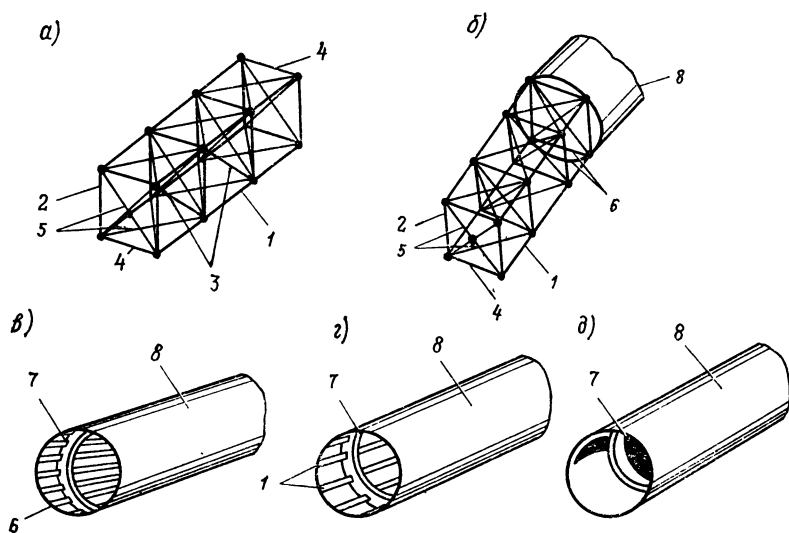


Рис. 3.10. Конструктивно-силовые схемы фюзеляжей:

а — ферменный; *б* — ферменно-балочный; *в* — балочный стрингерный; *г* — балочный лонжеронный; *д* — балочный обшивочный;
1 — лонжероны; 2 — стойки; 3 — раскосы (диагонали); 4 — распорки; 5 — расчалки; 6 — стрингеры; 7 — шпангоуты; 8 — обшивка

Расстояние между шпангоутами меняется в пределах от 350 до 800 мм в зависимости от размеров шпангоутов и толщины обшивки. Шаг стрингеров в зависимости от типа балочного фюзеляжа равен примерно 100—250 мм. В хвостовом отсеке фюзеляжа часть стрингеров обрезают, так как иначе они будут расположены слишком часто. Места обреза стрингеров располагают на разных шпангоутах во избежание резкого ослабления сечения. Толщина обшивки 0,8—8 мм.

Лонжеронные конструкции фюзеляжей были разработаны применительно к самолетам с одним поршневым двигателем, расположенным в передней части фюзеляжа. Применение их целесообразно для самолетов с ТРД, расположенными в фюзеляже (например, в хвостовой его части). В этом случае лонжероны, расположенные в верхнем и нижнем сводах, дают возможность надежно крепить двигатель. Узлы крепления двигателя размещаются на силовом шпангоуте и усилие с них передается на лонжероны передней части фюзеляжа.

Стрингерные конструкции фюзеляжей (полумонокок) более приемлемы для современных самолетов; они герметизированы за исключением хвостовой части. Нормальные шпангоуты штампуются из листового материала. Усиленные шпангоуты предназначены для крепления крыла, оперения и передней ноги шасси. Каждый шпангоут имеет поперечную горизонтальную балку, которая служит опорой для пола кабины. Центроплан крепится своими лонжеронами к усиленным шпангоутам.

Конструкция фюзеляжа разработана с учетом панельной сборки и широкого применения прессовой клепки. Панели образованы из обшивки, частого набора стрингеров, поперечных элементов и соединяются между собой при помощи технологических разъемов.

Обшивочные конструкции фюзеляжей (монокок), состоящие из толстой обшивки и шпангоутов, еще не получили широкого применения.

В данной конструкции обшивка воспринимает все виды нагрузок, действующие на фюзеляж. В целях повышения устойчивости обшивки при работе на сжатие и сдвиг увеличивают толщину ее, что приводит к утяжелению конструкции. Применение обшивки с заполнителем резко повышает ее устойчивость (критические напряжения). В этом случае вес обшивочного фюзеляжа будет наименьшим.

Лонжероны и стрингеры делают из прессованных (реже гнутых) стальных и дюралюминиевых профилей. Сечения лонжеронов и стрингеров могут быть одинаковой формы и отличаться только размерами — площадь сечения лонжеронов значительно больше.

Лонжероны и стрингеры часто применяют для местного усиления и ставят на участках, где имеются вырезы для кабин экипажа, для размещения крыла и шасси.

Шпангоуты подразделяются на нормальные и усиленные. Нормальные шпангоуты служат для придания формы фюзеляжу и подкрепления обшивки. Они выполняются из прессованных или гнутых дюралюминиевых профилей, согнутых по форме сечения фюзеляжа, и состоят из нескольких частей.

Усиленные шпангоуты предназначены для передачи сосредоточенных сил и моментов, действующих в плоскости шпангоутов, на обшивку. Такие шпангоуты устанавливают в местах разъемов фюзеляжа, в местах крепления к фюзеляжу крыла, оперения и других агрегатов.

Шпангоуты обычно охватывают весь периметр сечения фюзеляжа. В местах вырезов шпангоуты охватывают только часть периметра.

Обшивка балочных фюзеляжей представляет собой дюралюминиевые листы, отштампованные по форме поверхности фюзеляжа. Она является силовым элементом конструкции. Поэтому в местах вырезов (люки, окна, двери, фонари кабин экипажей) делают местные подкрепления.

В лонжеронных и стрингерных фюзеляжах наибольшие вырезы мало ослабляют конструкцию на участке выреза. Для усиления участка выреза делается окантовка отверстия. При больших вырезах, какие требуются, например, для фонаря грузового люка или входной двери, конструкция на участке выреза значительно ослабляется и для усиления конструкции фюзеляжа ставят усиленные стрингеры, короткие лонжероны, бимсы и усиленные шпангоуты.

В табл. 3.3 приведена сравнительная оценка балочного и ферменного фюзеляжей, их недостатки и преимущества.

Т а б л и ц а 3.3

**Сравнительная оценка балочного и ферменного фюзеляжей,
их недостатки и преимущества**

Предъявляемые требования	Тип фюзеляжа	
	балочный	ферменный
Обеспечение заданной формы	Любая форма создается силовыми элементами	Заданная форма достигается лишь при помощи дополнительных надстроек (гаргротов, обтекателей) к силовой части фюзеляжа
Достаточная прочность	Обеспечивается теми элементами конструкции, которые создают форму (материал используется рационально)	Обеспечивается фермой, слабо используемой для придания обтекаемой формы (материал используется менее рационально)
Достаточная жесткость	В процессе эксплуатации не изменяется. Создается не только силовыми, но и вспомогательными элементами	Изменяется в процессе эксплуатации из-за наличия гибких элементов (расчалок). Необходима их периодическая регулировка
Минимальный вес конструкции	Рациональное нагружение всех конструктивных элементов позволяет получить конструкцию малого веса	Большое количество конструктивных элементов не нагружено, что повышает вес конструкции. С увеличением размеров самолета вес конструкции растет все сильнее
Живучесть	Сохраняется прочность при местных повреждениях и разрушениях конструкции	Прочность не сохраняется при разрушении даже одного, а тем более нескольких элементов фермы
Оптимальное использование внутреннего объема	Используется наиболее полно, так как в конструкции нет поперечных перегородок	Используются не полностью из-за необходимости установки поперечных плоских ферм (для повышения жесткости)
Нагружение элементов	Изгибающие моменты воспринимаются лонжеронами, стрингерами и обшивкой, поперечные силы и крутящий момент — обшивкой	На изгиб работают в основном пояса лонжеров. Поперечные силы воспринимаются стойками, распорками и раскосами, а крутящий момент — пространственной фермой, образованной из четырех плоских ферм, соединенных в замкнутый контур

Примечания. 1. По большинству предъявляемых требований балочный фюзеляж имеет преимущества, что и объясняет его широкое распространение.

2. Различают три конструктивные схемы балочных фюзеляжей: балочно-лонжеронная с мощными лонжеронами, слабыми стрингерами, шпангоутами и тонкой обшивкой, работающей на сдвиг от поперечных сил и крутящего момента;

балочно-стрингерная с работающей обшивкой, с развитой сетью стрингеров одинакового сечения и шпангоутами;

балочно-обшивочная с толстой обшивкой, подкрепленной только шпангоутами.

3. Идеальный балочный фюзеляж представляется в виде тонкостенной круглой или овальной трубы переменной по длине фюзеляжа толщины и обтекаемой формы. Больше всего к идеальной конструкции подходит балочно-обшивочный фюзеляж, в котором главным силовым элементом является обшивка.

Хвостовое оперение и элероны

Хвостовым оперением самолета называются поверхности, предназначенные для обеспечения продольной и путевой балансировки, устойчивости и управляемости самолета.

Самолеты нормальной (классической) аэродинамической схемы и схемы «утка» имеют горизонтальное и вертикальное оперение.

Элероном (рулем крена) называется рулевая поверхность, представляющая часть крыла и предназначенная для балансировки и управления самолетом относительно оси Ox . Наиболее широко на самолетах используются нормальные элероны, представляющие отклоняющиеся части крыла, расположенные на его концах вдоль задней кромки.

Относительная площадь элеронов $\bar{S}_{эл} = \frac{S_{эл}}{S} = 0,05 \div 0,08$, относительный размах $\bar{l}_{эл} = l_{эл}/l = 0,3 \div 0,4$ и относительная хорда элерона $\bar{b}_{эл} = b_{эл}/b = 0,25 \div 0,30$ (здесь $S_{эл}$ и S — площади элерона и крыла; $l_{эл}$ и l — размах элерона и крыла; $b_{эл}$ и b — хорда элерона и крыла). Кинематически оба элерона связаны и при движении ручки (штурвала) управления самолетом влево или вправо элероны на левом и правом полукрыле отклоняются в разные стороны. Например, при движении ручки влево правый элерон отклонится вниз, а левый вверх. У крыла с опущенным элероном подъемная сила $Y_{0,э}$ увеличится, а у крыла с поднятым элероном подъемная сила $Y_{п,э}$ уменьшится. Разность подъемных сил создаст кренящий момент M_x относительно оси Ox , под действием которого самолет начнет вращаться в сторону поднятого элерона.

Дифференциальное управление элеронами применяется для уменьшения момента M_y и имеет кинематику, при которой отклонение одного элерона вверх происходит на больший угол ($20\text{—}25^\circ$), чем другого вниз ($10\text{—}15^\circ$) при постоянном соотношении между углами.

Элерон с носком. На рис. 3.11, а показан элерон с выступающим вниз носком. Чтобы избежать значительного увеличения разности лобовых сопротивлений при отклонении элеронов и, следовательно, уменьшить величину разворачивающего самолета момента M_y , из обвода нижней поверхности крыла выступает носок, увеличивающий лобовое сопротивление крыла, на котором элерон отклоняется вверх.

Горизонтальное оперение — часть оперения самолета, предназначенная для обеспечения продольной балансировки, устойчивости и управляемости.

У самолетов с дозвуковой скоростью полета горизонтальное оперение состоит из неподвижного или ограниченно подвижного стабилизатора и подвижного руля высоты. При отклонении (повороте) на какой-то угол руля высоты на горизонтальном оперении появляется дополнительная аэродинамическая сила, а следовательно, и дополнительный момент относительно центра тяжести самолета. В области дозвуковых скоростей руль высоты достаточно эффективен и обеспечивает самолету необходимую управляемость. В тех случаях, когда во время полета значительно изменяется центровка и эффективность руля высоты недостаточна, применяется управляемый стабилизатор.

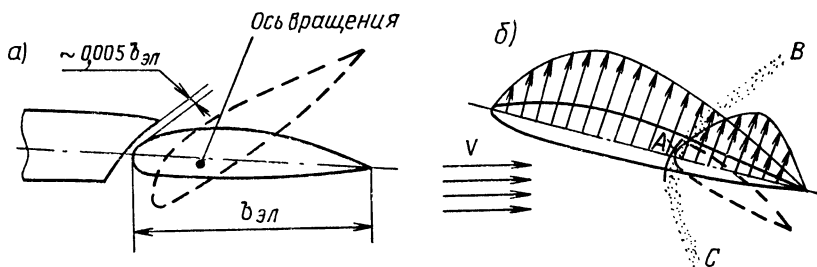


Рис. 3.11. Поверхности элерона и горизонтального оперения:

а — элерон с выступающим вниз носком; б — элероны давлений на поверхности горизонтального оперения при сверхзвуковой скорости полета

Цельноповоротное горизонтальное оперение. При полете на сверхзвуковых скоростях эффективность руля высоты снижается. Это объясняется тем, что изменения давления, вызываемые отклонением руля, не выходят за область скачка уплотнения (рис. 3.11, б линия ВАС) и не достигают стабилизатора. Таким образом, отклонение руля высоты не оказывает влияния на величину и характер распределения давления по стабилизатору. Поэтому на самолетах, имеющих сверхзвуковую скорость полета, нашло применение цельноповоротное горизонтальное оперение, что позволило повысить его эффективность на околожвуковых и сверхзвуковых скоростях полета, особенно на больших высотах.

На некоторых самолетах цельноповоротное горизонтальное оперение используется и для поперечного управления самолетом (его консоли отклоняются совместно при продольном управлении и дифференциально при управлении креном).

Вертикальное оперение — часть оперения самолета, предназначенная для обеспечения самолету путевой балансировки, устойчивости и управляемости. Оно состоит из неподвижного киля и подвижного руля направления. На самолетах, совершающих полет на больших сверхзвуковых скоростях и больших высотах, применяют цельноповоротное вертикальное оперение.

В табл. 3.4 и 3.5 приведены основные параметры горизонтального и вертикального оперения.

Т а б л и ц а 3.4

Параметры горизонтального оперения

Диапазон скоростей самолетов	$S_{г.о}/S$	$S_{в.}/S_{г.о}$	$\eta_{г.о}$	$\lambda_{г.о}$	$\chi_{г.о}$	$\bar{c}_{г.о}$
Дозвуковой Околожвуковой и сверхзвуковой	0,15—0,20 0,20—0,30	0,35—0,45 0,30—1,0 Цельноповоротное горизонтальное оперение	1,0—3,0 2,0—3,0	3,0—5,0 1,5—3,0	0—15° 30—60° Треугольное горизонтальное оперение	8—10% 4—6%

Т а б л и ц а 3.5

Параметры вертикального оперения

Диапазон скоростей самолетов	$S_{в.о}$	$S_{п.}/S_{в.о}$	$\eta_{в.о}$	$\lambda_{в.о}$	$\chi_{в.о}$	$\bar{c}_{в.о}$
Дозвуковой Околожвуковой и сверхзвуковой	0,08—0,12 0,15—0,20	0,35—0,45 0,20—0,30	2—2,5 1,5—3,0	1,2—1,5 1,0—2,0	0—25° 35—60° Треугольное вертикальное оперение	6—8% 4—6%

Здесь $S_{г.о}$ и $S_{в.о}$ — площади горизонтального и вертикального оперения;
 S — площадь крыла;

$S_{в.}$ и $S_{п.}$ — площадь руля высоты и направления;

$\eta_{г.о}$ и $\eta_{в.о}$ — сужение горизонтального и вертикального оперения;

$\lambda_{г.о}$ и $\lambda_{в.о}$ — удлинение горизонтального и вертикального оперения;

$\chi_{г.о}$ и $\chi_{в.о}$ — углы стреловидности горизонтального и вертикального оперения;

$\bar{c}_{г.о}$ и $\bar{c}_{в.о}$ — относительная толщина горизонтального и вертикального оперения.

Триммеры применяются для снятия нагрузки с ручки штурвала управления (или педали) летчика при длительном полете, когда при выработке топлива или расходовании химикатов центр тяжести самолета смещается и происходит изменение балансировки самолета. В этом случае летчик вынужден изменить положение рулей и держать их в отклоненном состоянии, ощущая повышенное давление на ручке. Чтобы избежать этого и применяют триммеры.

Триммеры на горизонтальном оперении служат для погашения шарнирного момента, возникающего в результате отклонения руля из-за смещения центра тяжести или режима полета.

Триммеры на вертикальном оперении предназначены для погашения шарнирного момента, возникающего при отклонении руля направления самолета с двигателями на крыле в том случае, если выходит из строя один из двигателей, а также при полете со скольжением.

Триммеры на элеронах необходимы из-за отклонения элеронов для компенсации реактивного момента двигателя, а также моментов, возникающих по причине геометрической и аэродинамической асимметрии половин крыла.

Параметры хвостового оперения

Эффективность оперения определяется:

соотношением площади оперения и площади крыла $S_{оп}/S$; расположением оперения относительно других частей самолета и удалением его от центра тяжести самолета.

Для определения в первом приближении площадей горизонтального и вертикального оперения $S_{г.о}$, $S_{в.о}$ и значений расстояний оперения от центра тяжести самолета $L_{г.о}$, $L_{в.о}$ пользуются коэффициентами мощности $A_{г.о}$ и $A_{в.о}$.

Для горизонтального оперения

$$A_{г.о} = \frac{S_{г.о} L_{г.о}}{S b_A} = \frac{S_{г.о}}{S} \cdot \frac{L_{г.о}}{b_A},$$

где $A_{г.о}$ — коэффициент мощности горизонтального оперения (или статический коэффициент горизонтального оперения); $L_{г.о}$ — расстояние от центра давления горизонтального оперения до центра тяжести самолета; b_A — средняя аэродинамическая хорда.

Для оценки эффективности руля высоты служит отношение

$$\frac{S_{р.в}}{S_{г.о}}.$$

Эффективность вертикального оперения оценивается величиной

$$A_{в.о} = \frac{S_{в.о} L_{в.о}}{S l},$$

где $A_{в.о}$ — коэффициент мощности вертикального оперения; l — размах крыла; $L_{в.о}$ — расстояние от центра давления вертикального оперения до центра тяжести самолета; $S_{в.о}$ — площадь вертикального оперения; $S_{р.н}$ — площадь руля направления.

Площадь вертикального оперения определяется длиной части фюзеляжа, находящейся впереди центра тяжести самолета. Чем длиннее носовая часть фюзеляжа, тем при равных прочих условиях больше площадь вертикального оперения, нужная для устранения дестабилизирующего момента.

На рис. 3.12, а показано определение площади и размаха вертикального и горизонтального оперения.

Для увеличения эффективности вертикального оперения при больших углах скольжения применяются килевые гребни (форкили) и дополнительные кили (фальшкили) 2. В этом случае в $S_{в.о}$ входит примыкающая часть боковой проекции фюзеляжа.

Считают примерно, что центры давления горизонтального и вертикального оперений находятся на $0,25 b_A$ оперения.

Удлинение оперения меньше, чем удлинение крыла. Это выгодно для уменьшения веса оперения и увеличения его жесткости. Кроме того, при малом удлинении увеличивается $\alpha_{\text{крит}}$ оперения (угла атаки), при котором начинается срыв потока, чем обеспечивается эффективность оперения на больших углах атаки, повышающих $\alpha_{\text{крит}}$ крыла.

Стреловидность. Критическое число $M_{\text{крит}}$ оперения должно быть больше $M_{\text{крит}}$ крыла, чтобы на всех возможных для самолета режимах полета обеспечить достаточную устойчивость и управляемость. Между тем при отклонении рулей увеличивается вогнутость оперения, что приводит к уменьшению $M_{\text{крит}}$ оперения. Все это вызывает необходимость применять оперение с большими углами стреловидности и меньшей относительной толщиной, чем у крыла.

Профили оперения, как правило, симметричные. Чем меньше c (относительная толщина), тем меньше c_x и тем больше $M_{\text{крит}}$. При малом значении c жесткость меньше. Уменьшение c может привести к увеличению веса оперения. Но малая величина c затрудняет устройство осевой аэродинамической компенсации рулей.

Компоновка оперения. За крылом поток заторможен. Это приводит особенно на больших углах атаки и при больших числах M к снижению эффективности оперения, а завихрения от крыла могут вызвать бафтинг. Для предупреждения этого горизонтального оперения располагают ниже или выше зоны спутной струи крыла.

Устраняют затенение вертикального оперения горизонтальным. Особенно это важно для маневренных самолетов при полете на больших углах атаки в целях обеспечения управляемости при штопоре.

На реактивных самолетах оперение удаляют от струй выходящих из двигателей газов для предотвращения действия на оперение нагрева и пульсирующих нагрузок.

При компоновке вертикального и горизонтального оперения скоростных самолетов, чтобы не понижалось $M_{\text{крит}}$, не допускают совмещение их максимальных толщин.

Варианты расположения оперения. На рис. 3.12, б, в, г, д показаны применяющиеся варианты расположения горизонтального оперения относительно фюзеляжа и вертикального оперения.

При нижнем расположении горизонтальное оперение имеет меньший вес и большую жесткость. Во многих отношениях является выгодной схема с верхним расположением горизонтального оперения (Т-образная схема).

Достоинства Т-образной схемы: горизонтальное оперение выходит из зоны действия потока за крылом; увеличивается плечо горизонтального оперения;

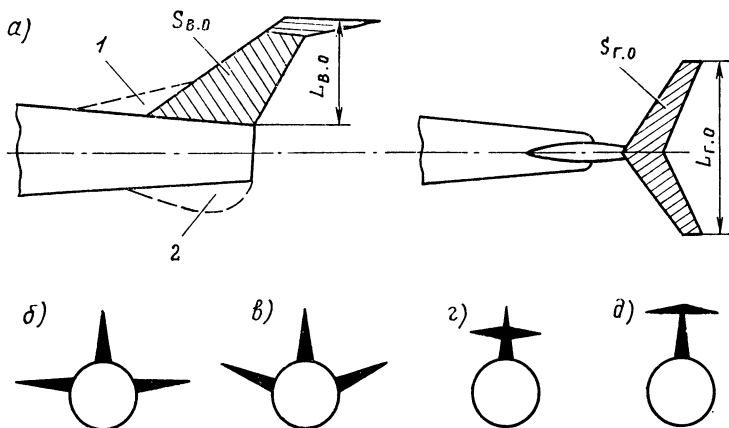


Рис. 3.12. Площади и размахи оперения (а) и варианты оперения относительно фюзеляжа (б, в, г, д):

1 — килевой гребень (форкиль); 2 — дополнительный киль (фальшкиль)

горизонтальное оперение играет роль концевой шайбы на киле, повышающей эффективное удлинение вертикального оперения, что позволяет уменьшить его геометрическое удлинение; горизонтальное оперение отводится от зоны воздействия струй выходящих из двигателя газов.

Недостатки: сложность конструкции, большой вес и меньшая жесткость.

Крестообразная схема среднего расположения горизонтального оперения по высоте является промежуточной схемой компоновки. Эта схема не имеет каких-либо существенных достоинств.

Схема шайб. Иногда, особенно на винтовых самолетах, находит применение разнесенное вертикальное оперение с двумя или тремя килем. При этом уменьшается высота килей, а размещение вертикального оперения в виде шайб на концах стабилизатора повышает эффективное удлинение горизонтального оперения. Если шайбы расположены в струях винтов, увеличивается эффективность оперения на малых скоростях полета.

V-образное оперение встречается на спортивных самолетах и планерах, состоит из двух симметричных стабилизирующих поверхностей с рулями, выполняющих одновременно роль горизонтального и вертикального оперения. Рули связаны одновременно с ручкой и педалями.

Нагрузки оперения предусмотрены нормами прочности. Принимается, что погонная воздушная нагрузка по размаху распределяется пропорционально хордам. Нагрузки разбиваются на три группы: уравнивающие, маневренные и нагрузки при полете в неспокойном воздухе.

Состояние, прочность, живучесть и ресурс авиационной техники

Состояние конструкции авиационной техники изменяется с течением времени. Оно наиболее интенсивно изменяется во время летной эксплуатации (полета), а также при стоянке и в период хранения. Поэтому для частей конструкции наряду с ресурсом, определяющим длительность работы (часов налета и число полетов и др.), в ряде случаев устанавливается предельный календарный срок службы.

Сильное влияние на изменение состояния конструкции оказывают следующие воздействия.

Многократное повторение действия нагрузок вызывает: возникновение и развитие трещин усталости, износ подвижных соединений; образование люфтов, ослабление заклепочных швов и соединений с натягом.

Термические воздействия вызывают: возникновение температурных напряжений в статически неопределимых конструкциях, которые складываются с напряжениями от обычных нагрузок и усиливают их действия; снижение прочности материалов, ползучесть металла при высокой температуре, хрупкость при низкой.

Физико-химические воздействия среды вызывают: коррозионное прогрессирующее разрушение материалов, уменьшение сечений конструктивных элементов; снижение прочности, особенно при переменных нагрузках.

Эксплуатационная прочность — это прочность конструкции, определяемая с учетом условий эксплуатации и ее продолжительности. Ее характеристики являются функцией нагружения конструкции летательного аппарата за все время службы.

Безопасный срок службы. При создании авиационных конструкций реализуется требование обеспечения безопасного срока службы. В соответствии с ним в пределах срока службы, не превышающего установленный общетехнический ресурс $\tau_{\text{рес}}$, не должно начинаться разрушение конструкции (t_n). Это условие можно записать следующей формулой:

$$\tau_{\text{рес}} = \frac{\bar{t}_n}{\eta_{\text{рес}}},$$

где $\eta_{\text{рес}} > 1$ — коэффициент надежности.

Оно должно выполняться с высоким уровнем надежности P .

Ресурс измеряется количеством летных часов или числом полетов. Этими же единицами оценивается и расход ресурса. Несовершенство этого способа измерения связано с значительными различиями условий эксплуатации отдельных образцов авиатехники.

Повышенная живучесть. Различие условий эксплуатации и неоднородность образцов самой конструкции определяют рассеивание характеристик эксплуатационной прочности. Это приводит к тому, что существует, хотя и небольшая, вероятность (Q) возникновения начала разрушения в отдельных местах конструкции за срок службы, не превышающий ресурс.

Поэтому ко всей конструкции предъявляются требования повышенной живучести, выражающейся для частей планера медленным ростом усталостных трещин и длительным сохранением достаточно высокого уровня живучести S .

Это требование выполняется путем применения моноблочных конструкций (или смешанных), а также используются специальные приемы конструирования и материалы, обеспечивающие ограничение роста трещин и возможность их выявления в эксплуатации при осмотрах.

Срок живучести. Способность конструкции после начала разрушения в течение определенного срока работать в условиях эксплуатации называется живучестью.

Срок живучести конструкции после начала разрушения, характеризуемый $\bar{t}_p - \bar{t}_n$, должен быть достаточным для того, чтобы трещина не успела развиться до разрушения и могла быть обнаружена при очередном осмотре. Поэтому интервал между осмотрами или для труднопросматриваемых частей конструкции межремонтный ресурс должен быть меньше срока живучести, т. е.

$$\tau_0 = \frac{\bar{t}_p - \bar{t}_n}{\eta_0},$$

где $\eta_0 > 1$ — коэффициент надежности; $\bar{t}_p - \bar{t}_n$ — средний срок живучести конструкции (время начала и время разрушения), в течение которого сохраняется ее несущая способность.

Оценка состояния конструкции и продление ресурса. До настоящего времени основным аргументом для замены агрегатов является наработка установленного для них ресурса. Определение действительного состояния агрегата может позволить продлить ему срок службы за пределы ресурса, если не появляются признаки выхода его из строя.

Для агрегатов планера, общий и межремонтный ресурс которых определяется эксплуатационной прочностью, необходима текущая оценка уровня прочности, как критерия их состояния.

Для такой оценки используются целевые осмотры агрегатов. Они позволяют выявить усталостные трещины, разные проявления износа, коррозии и другие признаки дефектного состояния конструкции.

Ведутся исследования по созданию специальных индикаторов, отмечающих приближение усталостного разрушения и другие мероприятия, направленные на прогнозирование дефектов и неисправностей.

2. НАДЕЖНОСТЬ

Факторы, влияющие на надежность авиационной техники

Надежность любого технического устройства зависит от конструктивных производственных и эксплуатационных факторов. Однако решающим фактором является конструктивное решение, так как при проектировании изделия закладывается определенный запас безопасности и технический ресурс.

К конструктивным факторам, влияющим на надежность, относятся: выбор элементов конструкции в соответствии с их режимами и условиями эксплуатации; число и способ соединения элементов и систем между собой; взаимозаменяемость и заменяемость отдельных систем и элементов; защищенность конструкции и систем от влияния случайных воздействий атмосферы и других агрессивных факторов; эксплуатационная технологичность конструкции, обеспечивающая

контроль работоспособности, осмотров, регулировок и ремонта; удобство управления бортовыми системами как в полете, так и на земле при контроле работоспособности и поиске отказавших элементов.

К производственным факторам, влияющим на надежность, относятся качество применяемых материалов и совершенство технологии изготовления технических устройств.

К эксплуатационным факторам, влияющим на надежность, относятся: соответствие различных режимов и условий эксплуатации расчетным и заданным при проектировании изделий; квалификация и высокие знания эксплуатируемой авиационной техники летным и инженерно-техническим составом; степень совершенства инженерного руководства эксплуатацией авиационной техники; методы контроля и профилактики, применяемые в процессе подготовки к полету, выполнения регламентных работ, текущего, среднего и капитального ремонта авиационной техники; обеспечение эксплуатирующих организаций запасными частями, инструментом и расходными материалами; совершенство технических и организационных методов эксплуатации, обслуживания и ремонта; объективность и своевременность информации, поступающей из различных организаций, которые эксплуатируют, ремонтируют и хранят авиационную технику, промышленности — изготовителю авиационной техники о всех ее отказах и неисправностях. Своевременный поток информации от заводов-изготовителей к организациям заказчика о всех изменениях конструкции и эксплуатации авиационной техники.

Проявление надежности. Надежность на различных этапах эксплуатации проявляется в следующих свойствах: на этапах полета — в виде безотказности и сохраняемости; на этапах подготовки к полету (поиск и устранение внезапных отказов), выполнения регламентных работ (предупреждение износных отказов), ремонта поврежденных изделий — в виде восстанавливаемости (ремонтпригодности).

Суммарная наработка, ограниченная полным физическим износом авиационной техники, это — проявление надежности в виде долговечности.

Наиболее полно безотказность, сохраняемость, восстанавливаемость и долговечность характеризуются функциями распределения времени до отказа (число отказов), времени восстановления работоспособности (числа восстановлений) и времени наступления полного физического износа технических устройств (числа полностью изношенных устройств).

Концентраторы напряжений и начало их зарождения

Концентраторы напряжений. В местах нарушения формы или поверхности детали — у резких уступов, выточек, борозд, небольших сквозных отверстий и даже просто цаппин напряжения оказываются значительно более высокими, чем в остальных точках сечения. Это явление называется **к о н ц е н т р а ц и е й** **н а п р я ж е н и й**, а причина, вызывающая концентрацию, — **к о н ц е н т р а т о р о м** **н а п р я ж е н и й**.

На рис. 3.13 показана схема образования концентрации напряжений, а на рис. 3.14 приведен возможный результат ее действия.

Различают следующие концентраторы напряжений.

Конструктивные концентраторы — ослабление сечения деталей, галтельные переходы, выточки, выкружки, резьбы, отверстия для смазки и др.

Технологические концентраторы — закалочные трещины, риски, вмятины, забоины, участки металлургических дефектов материалов.

Теплоударные концентраторы — тепловые удары в двигателе, когда запуск и опробывание его производят без предварительного прогрева на режиме малого газа или осуществляют выключение горячего двигателя без работы на режимах, выгодных для нормального охлаждения.

Эксплуатационные концентраторы — неправильная затяжка резьбовых соединений; несоосный или с перекосом монтаж трубопроводов, деталей и агрегатов, в результате чего возникают монтажные напряжения; потери вибрирующих деталей при перемещении одной детали относительно другой; цапины, забоины и другие повреждения, наносимые деталям при небрежном обращении с инструментом во время работы.

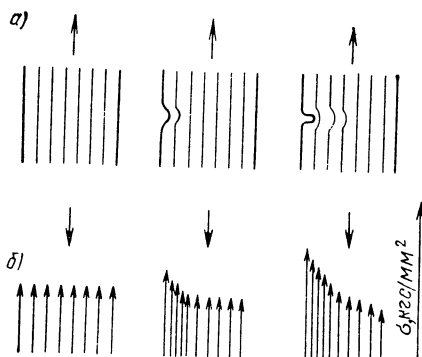


Рис. 3.13. Схема распределения «плотности» сил (а) и напряжений по сечению надреза (б)

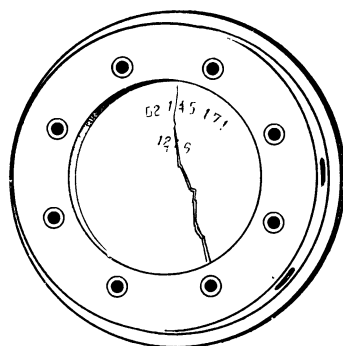


Рис. 3.14. Трещина в центре диска газовой турбины, возникшая из-за концентрации напряжений, созданной клеймением диска

Коэффициент концентрации напряжений (ККН). Количественно степень концентрации напряжений оценивается так называемым коэффициентом концентрации напряжений, который определяется как отношение максимального напряжения в данном сечении к среднему напряжению:

$$K_T = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\text{ср}}}.$$

Характер изменения концентрации напряжений в зависимости от соотношения размеров концентратора и детали показан на рис. 3.15. С увеличением ККН для большинства сталей и алюминиевых сплавов резко снижается предел усталостной прочности.

Влияние направления концентратора на прочность детали. Царапины, направленные по окружности, опаснее, чем продольные, в особенности для деталей, испытывающих усталость от переменного изгиба с кручением. Так, например, царапины, оставленные шкуркой, очень мелки, однако излом происходит как раз по направлению царапины.

Противодействие материала концентраторам. Разные материалы противостоят действию концентраторов неодинаково. В хрупких материалах концентраторы напряжений особенно опасны. В вязких материалах при достижении пластической деформации металл наклепывается, т. е. упрочняется и лучше противостоит действию концентраторов напряжений.

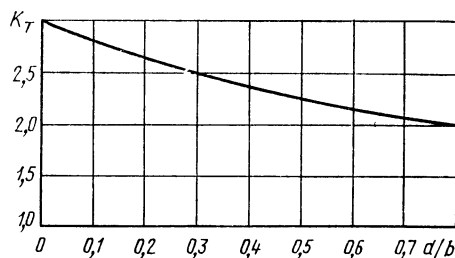
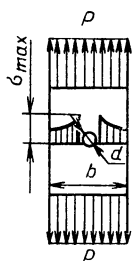


Рис. 3.15. Характер изменения коэффициента концентрации напряжений в зависимости от соотношения размеров d/b

Влияние качества поверхности на эксплуатационные свойства деталей

Приработочный, нормальный и предельный износы. За первоначальным износом (приработка деталей), который характерен сравнительно быстрым увеличением зазора, обеспеченного при сборке (так как износ идет по вершинам неровностей — малая несущая поверхность), наступает период нормальной работы, за которым следует разрушение трущейся пары (вследствие заедания и т. п.), называемое иногда катастрофическим (или предельным) износом. Приработочный износ и время нормальной работы (оно ограничивается допустимым увеличением зазора) с увеличением шероховатости поверхности уменьшаются. При этом имеет значение не только величина шероховатости, но и направление обработочных рисок относительно направления скольжения поверхностей.

Оптимальная шероховатость. Установлено, что уменьшение шероховатости не всегда повышает износостойкость поверхностей. Так, например, наилучшие условия для смазки деталей, а вместе с тем и меньший износ, получаются при определенной, оптимальной шероховатости поверхности. В таких случаях устанавливают пределы наибольшей и наименьшей шероховатости.

Влияние растягивающих и сжимающих нагрузок на износостойкость детали. Для повышения износостойкости нужно уменьшить неоднородность структуры поверхностного слоя и создать в нем растягивающие напряжения. Последнее объясняется тем, что в процессе износа происходит суммирование напряжений, возникающих в процессе деформации слоя при износе (сжимающих), с напряжениями, приобретенными в процессе обработки детали. Это подтверждается и тем, что детали, работающие в условиях растягивающих внешних нагрузок, изнашиваются больше, чем при сжимающих нагрузках.

Стабильность посадок. Шероховатость поверхности имеет прямое отношение к стабильности посадок деталей. В случае подвижной посадки характер ее изменяется в связи с износом поверхности, ведущим к увеличению зазора. При выполнении неподвижной посадки от шероховатости зависит получающийся натяг, а вместе с этим и прочность соединения деталей.

Коррозионная стойкость. Коррозия протекает наиболее интенсивно на дне впадин, на поверхности мелких надрезов, трещин и т. п. Распространяясь в глубь металла, она приводит к разрушению поверхности детали. Уменьшение шероховатости поверхности замедляет процесс коррозии. Этому же способствует уменьшение наклепа поверхности и снижение остаточных напряжений в поверхностном слое.

Связь усталостной прочности с концентрацией напряжений. Известно, что уменьшение шероховатости поверхности значительно повышает сопротивление материала усталости при переменных нагрузках. Для легированных сталей падение усталостной прочности при переходе от тонкополированного образца к грубо отбеченному может достигать 30—40%.

Снижение усталостной прочности объясняется концентрацией напряжений во впадинах неровностей поверхности. Концентрация напряжений тем больше, чем глубже и острее впадины. Мелкие надрезы поверхности, риски и т. п. могут вызвать появление микротрещин, а затем и поломку детали.

Опыт показывает, что в большинстве случаев (не всегда) упрочнение поверхностного слоя и создание в нем напряжений сжатия повышают усталостную прочность.

Начальное разрушение деталей в зависимости от вида нагружения

Детали разрушаются от действия нормальных (растягивающих) напряжений путем отрыва и от действия касательных напряжений путем среза (независимо от вида прилагаемых нагрузок: растяжение, сжатие, сдвиг или кручение). В практике в чистом виде отрыв или срез не встречаются, но можно определить, какие напряжения были преобладающими.

В табл. 3.6 приводится схема начальной стадии разрушения деталей в зависимости от вида нагружения. Данная схема характеризует только начальную стадию разрушения и не учитывает возможного изменения направления изно-

Таблица 3.6

Схема начальной стадии разрушения деталей в зависимости от вида нагружения

Способ нагружения и направление действия сил	Направление наибольших		Виды разрушений	
	упругих удлинений	касательных напряжений	Отрыв	Срез
Растяжение				
Сжатие				
Срез				
Кручение				
Чистый изгиб				
Изгиб с перерезывающей силой				
Вдавливание				

ма в процессе дальнейшего разрушения. Обычно детали работают в условиях сложного нагружения, когда на них одновременно воздействует несколько нагрузок, например изгиб и кручение, растяжение и изгиб и т. п.

Замедленное разрушение деталей

Одной из разновидностей хрупкого разрушения является так называемое замедленное разрушение. Случаи замедленного разрушения чаще наблюдаются у деталей, изготовленных из высокопрочных сталей ($\sigma_b = 1600 \div 1800 \text{ МН/м}^2$ (160—180 кгс/мм²)).

Замедленные разрушения наблюдаются обычно у деталей, имеющих гальванические покрытия или дефекты поверхностного слоя (шлифовочные трещины, заковы и т. д.), и начинаются с возникновения на поверхности детали одной или нескольких трещин, что впоследствии и вызывает ее разрушение.

Возвращающиеся деформации от внутренних напряжений

Внутренними называются напряжения, существующие в материале детали при отсутствии каких-либо внешних нагрузок. Эти напряжения возникают в процессе изготовления заготовок и при механической обработке. Внешне они ничем себя не проявляют, так как взаимно уравновешиваются. Однако снятие слоев металла с детали при обработке нарушает это равновесие. Происходит перераспределение напряжений до нового их уравновешивания, вследствие чего форма обработанной поверхности и детали в целом может исказиться.

Температурные деформации

Нагревание детали в процессе обработки сказывается на погрешности обработки тем больше, чем больше выдерживаемый размер и коэффициент линейного расширения материала детали. Для уменьшения погрешности деталь охлаждают. При резании без охлаждающей жидкости в необходимых случаях (например, при обработке крупных деталей из алюминиевых сплавов) деталь охлаждают, обдувая ее сжатым воздухом.

Косвенные погрешности. Нагревание может сказаться на погрешности обработки не только непосредственно, но и косвенно. Так, например, удлинение детали в процессе обработки, которому препятствует зажим, может вызвать выпучивание ее и после охлаждения гильзы получит так называемую корсетность.

Несовершенство заклепочных и болтовых соединений и способы повышения их надежности

Заклепочным и болтовым соединениям, требующим образования отверстий для заклепок и болтов, свойственны следующие **несовершенства**:

- ослабление сечений отверстиями;
- нарушение гладкости поверхности при клепке;
- пониженная статическая и усталостная прочность из-за концентрации напряжений на краях отверстий;
- образование при клепке анодно-окисированных листов вокруг каждой заклепки мелких радиальных трещин анодной пленки, из-за чего понижаются коррозионная стойкость и усталостная прочность.

Компенсация ослабления сечений отверстиями достигается пугем увеличения толщины соединяемых элементов в местах расположения заклепок или болтов. Этим способом также успешно борются и с понижением усталостной прочности заклепочных и болтовых соединений из-за концентрации напряжений на краях отверстий.

Применение пластичных материалов. Под действием знакопеременной циклической нагрузки в материале конструкции в местах концентрации напряжений (отверстия под заклепки и др.) возникают микроскопические трещины, которые, развиваясь, растут по длине, ослабляют сечение и в конечном итоге приводят к разрушению сочленяемого узла. При этом после образования трещин концентрация напряжений резко возрастает, ускоряя процесс разрушения, называемый усталостным. Здесь большое значение имеет скорость распространения усталостных трещин, которая тем меньше, чем пластичнее материал. Следовательно, меньшая скорость позволяет своевременно обнаружить начавшееся разрушение и принять соответствующие меры для ремонта и восстановления прочности конструкции.

Вот почему нередко более прочный материал оказывается менее пригодным для конструкции, чем менее прочный, но более пластичный. Так, например, алюминиевый сплав В95-Т с пределом прочности 550 МН/м^2 отличается большей скоростью распространения усталостной трещины, чем сплав Д16-Т с пределом прочности 460 МН/м^2 .

Ограничение распространения трещин может быть осуществлено следующими способами.

Применение монолитных ребристых пластин (рис. 3.15, а) с ребрами, расположенными вдоль направления действия силы и,

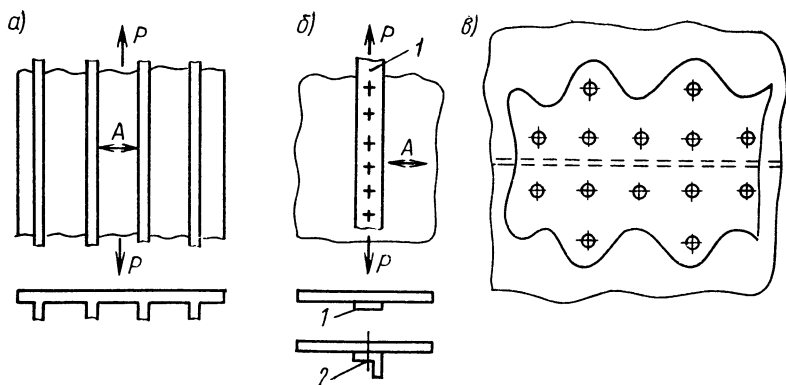


Рис. 3.16. Конструктивные методы повышения усталостной прочности: а — применение прессованной конструкции с ребрами; б — применение ограничителей-планок распространения трещин; в — волнообразная (языковая) накладка

следовательно, поперек направления распространения трещины. В этом случае развитие трещин при переходе через ребра замедляется.

Перекрытие возможного пути распространения трещин (по направлению стрелки А, рис. 3.15, б) продольной плоской 1 или профилем 2, прикрепленными (лучше приваренными точечной сваркой). Такая связь препятствует расширению этой трещины и тем самым замедляет ее распространение.

Применение волнообразных накладок. В соединениях листов с накладкой рекомендуется применять накладку 1 (рис. 3.16, в) с волнообразным обрезом края и неодинаковыми диаметрами заклепок $d_1 < d_2$, где d_1 — диаметр заклепок внешнего ряда, а d_2 — диаметр заклепок внутреннего ряда. Этот способ позволяет повысить прочность листа по крайнему ряду заклепок и тем самым улучшить усталостные характеристики соединения.

Для обеспечения прочности по внутреннему ряду заклепок толщина накладки должна быть больше толщины листа.

Остаточные (внутренние) напряжения

Остаточные напряжения — это напряжения, которые остаются в материале детали при снятии с нее внешних нагрузок и уравниваются внутренними силами.

Необходимым условием для образования остаточных напряжений в твердом теле является такое воздействие на него внешних сил, при котором создаются неравномерные линейные или объемные изменения в смежных макро-, микро- или ультрамикроскопических объемах металла.

Остаточные напряжения первого рода уравниваются в макрообъемах изделия, охватывающих или весь объем изделия, или значительную часть его. Они имеют ориентированное направление и могут быть обнаружены рентгенографически или визуально при разрезании изделия на части и изменении деформаций.

Остаточные напряжения второго рода уравниваются в пределах микроскопических объемов, охватывающих объем одного или нескольких зерен металла. Они не имеют определенного направления и не могут быть выявлены путем разрезания изделия. Определяют эти напряжения по наличию размытых линий рентгенограммы.

Остаточные напряжения третьего рода уравниваются в пределах ультрамикроскопических объемов, охватывающих объем нескольких кристаллических ячеек одного зерна. Они могут быть определены только рентгенографическим методом.

Технологические напряжения возникают в период изготовления изделия или в процессе его эксплуатации по причинам:

литейные и усадочные — при застывании и усадке отливок;
ковочные и пресовочные — при пластической деформации металла в горячем состоянии;
сварочные при застывании металла по сварочному шву;
напряжения от наклепа — вследствие неоднородного или объемного изменения при холодной обработке металла давлением (холодная прокатка, штамповка, дробеструйная обработка и др.);
напряжения резания при обработке металла снятием стружки;
термические или закалочные — при термической обработке изделий;
электролитические — при электролитическом покрытии;
тепловые или температурные — вследствие неоднородного нагревания или охлаждения и др.

Конструкционные напряжения вызываются процессами сборки и особенно запрессовки деталей конструкций. В клепаных конструкциях эти напряжения могут возникать из-за погрешностей в разметке заклепочных отверстий и последующего натяжения деталей для совмещения этих отверстий. В болтах такие напряжения возникают от натяжения их гайками и т. п.

В металлах и сплавах, помимо кристаллических сил решетки и сил сцепления, действуют случайные силы, которые вызваны внутренними напряжениями и распределены в решетке неравномерно.

Конструкционные напряжения могут рассматриваться как остаточные напряжения первого рода.

3. МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ

Методы определения химического состава сплавов

В ремонте нередко приходится определять и контролировать химический состав сплавов следующими методами.

Химический анализ дает возможность точно определить элементы, входящие в состав сплава, и их количество; проводится он в лабораторных условиях.

Капельный анализ позволяет определить наличие в сплаве характерных элементов и выявить группу, к которой принадлежит сплав (определить приблизительно или точно марку сплава). Например, можно отличить легированные стали от простых углеродистых, разделить легированные стали по группам: хромистые никелевые, хромансильевые, хромоникелевые, хромоникельмолибденовые и другие; алюминийевые сплавы можно рассортировать на алюминиевомагниевые, силумины, сплавы с никелем и определить технически чистый алюминий; из магниевых сплавов можно выделить электрон; рассортировать бронзы и латуни.

Сущность капельного анализа. На поверхность исследуемого материала наносят каплю кислоты либо смеси кислот или щелочей. В месте, где нанесена капля, металл частично растворяется. В образовавшийся раствор добавляют специальный реактив для того, чтобы произвести капельную реакцию на элемент, характерный для данной группы или марки сплава. По результатам реакции (выпадению осадка, его количеству, изменению цвета раствора и его яркости) судят о наличии и количестве определяемого элемента.

Для капельного анализа используются переносные лаборатории в виде ящика-чемодана с набором реактивов для определения элементов.

Спектральный анализ широко применяется при определении марок легированных и цветных сплавов и при контроле качества продукции.

Сущность метода. В спектре исследуемого сплава находят характерные линии различных элементов и по яркости свечения линий (испускаемый ими цвет — идентификация) оценивают примерное содержание составляющих элементов. Например, раствор натрия, внесенный в пламя горелки, дает яркий желтый цвет, соединения меди — яркий зеленый цвет, соединения стронция — малиновый и т. д.

При анализе используются специальные приборы — спектрографы и стилооскопы (стационарные и переносные). Негромоздкое и компактное оборудование

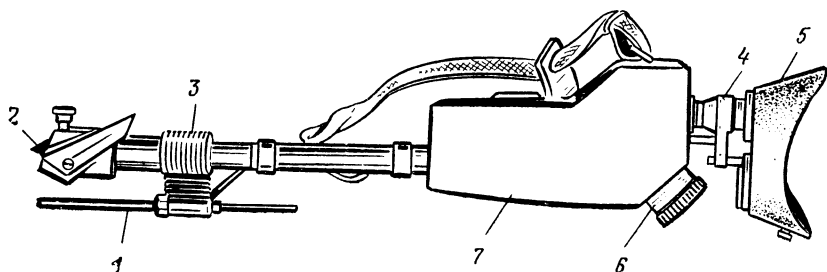


Рис. 3.17. Переносный стилоскоп СЛП-1:

1 — стержневой постоянный электрод; 2 — упорный штифт; 3 — держатель электродов; 4 — окуляр; 5 — предохранительный налобник; 6 — барабан; 7 — корпус с оптикой

позволяет быстро производить ориентировочный и количественный анализ по элементам: Cr, Ni, Mo, Co, Nb, W, V, Ti, Si, Mn, Al и др.

На рис. 3.17 показан переносный стилоскоп. Работает он следующим образом. Между испытуемым образцом и электродом зажигается электрическая дуга. Ее излучение направляется линзой в щель стилоскопа. Наблюдатель смотрит в окуляр, видит спектр исследуемого сплава. Расположение, цвет, яркость и количество линий зависят от элементов, присутствующих в пламени дуги. Обнаруживая характерные линии каждого химического элемента и оценивая их яркость, определяют содержание этих элементов в сплаве, а следовательно, и химический состав сплава.

Металлографический анализ. Металлографическим микроскопом определяют содержание углерода только в углеродистых сталях. Для этого из исследуемого материала вырезают образец, который затем отжигают в обыкновенной муфельной печи. Из отожженного образца готовят шлиф и травят его в 2—3%-ном растворе азотной кислоты в спирте. Далее шлиф рассматривают в микроскоп при увеличении в 100 раз и по количеству структурных составляющих феррита и перлита определяют количество углерода в данном материале. На рис. 3.18 приведена схема определения количества углерода в стали по виду микроструктуры.

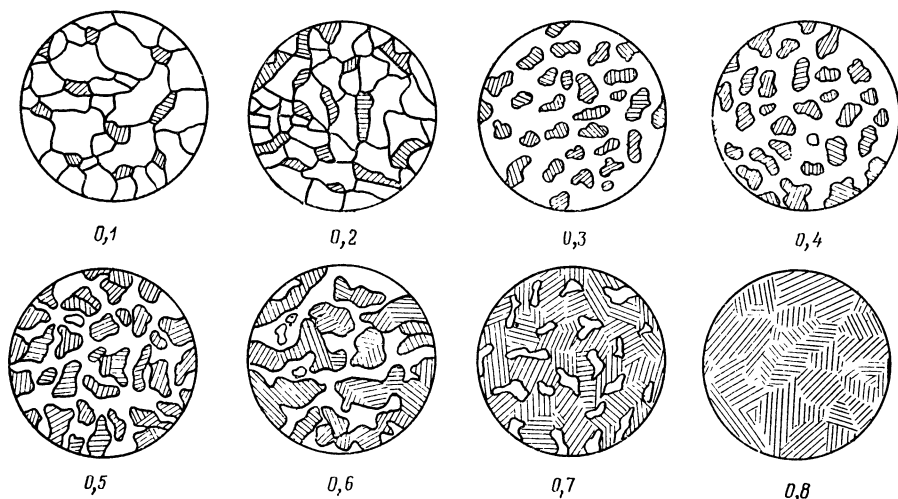


Рис. 3.18. Схема определения количества углерода (в %) в углеродистой отожженной стали по микроструктуре (белые поля — феррит, заштрихованные — перлит)

Кроме того, металлографический анализ позволяет отличить бронзу от латуни, легированные стали от углеродистых, литые цветные сплавы от кованных и т. д.

Термический анализ (способ замера твердости) чаще применяется для определения марок конструкционных сталей. Марка углеродистой стали определяется замером твердости при помощи приборов Роквелла или Бринелля. Метод определения марки стали по твердости в единицах Роквелла основан на существовании зависимости твердости от содержания углерода в стали, т. е. чем больше углерода в стали, тем больше твердость закаленного образца. На рис. 3.19 показан график, построенный на основании данных определения твердости 60 образцов различных простых и малолегированных конструкционных углеродистых сталей (содержание никеля до 0,5% и хрома до 0,5%). По этому графику определяют марки углеродистых конструкционных сталей, для чего образец закаляют до структуры мартенсита и определяют его твердость в единицах Роквелла.

Для сортировки стали по твердости в единицах Бринелля отрезают образец длиной 40—50 мм, зачищают его боковую поверхность и торец и в этих местах определяют твердость на приборе Бринелля (НВ). По значению твердости в табл. 3.7 определяют марку стали.

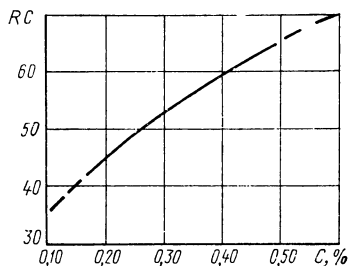


Рис. 3.19. График изменения твердости (RC) закаленной углеродистой стали в зависимости от содержания углерода (C)

Таблица 3.7

Определение марки стали по твердости в единицах Бринелля

Марка	Содержание углерода	Предел прочности, кгс /мм ²	Твердость по Бринеллю (НВ)	
			Сталь отожженная	Сталь негартованная
08	0,05—0,12	28—38	78—105	—
10	0,05—0,15	32—42	89—111	187
15	0,10—0,20	35—45	97—127	197
20	0,15—0,25	40—50	111—140	207
25	0,20—0,30	43—55	121—157	217
30	0,25—0,35	48—60	132—168	229
35	0,30—0,40	52—65	146—180	241
40	0,35—0,45	57—70	155—195	255
50	0,45—0,55	70—90	175—223	269

Проба на искру является одним из старых способов определения марок сталей. Этот способ дает возможность получить представление о составе стали и судить, к какой группе она относится: к углеродистой, быстрорежущей, инструментальной и др. Сущность пробы на искру заключается в том, что стали разного химического состава при шлифовании их наждачным кругом дают различные по характеру, форме и окраске пучки искр. Например, пучок искр углеродистой стали с содержанием углерода 0,15—0,20% имеет соломенно-желтый цвет; с 0,9—1,0% С — светло-желтый; с 1,1—1,3% С — белый; пучок искр быстрорежущей стали (10—18% W) и вольфрамовой (1—1,3 W) имеет темно-красный цвет; кремнистой стали (1,5—2,0% Si) — светло-желтый; хромистой (11—13% Cr) — темно-желтый; хромоникелевой (3% Ni и 1% Cr) — желтый.

Метод определения марки стали пробой на искру недостаточно надежный, поэтому лучше всего сравнивать искру испытуемой стали с искрой образцов-эталонов, марки и химический состав которых точно определены.

Методы контроля давлением, электросопротивлением, пробами и другие

Испытание давлением. Дефекты обнаруживают по проникновению газа или жидкости в полости дефектов или через эти полости. Наиболее простым и распространенным способом является создание внутри испытуемого (полого) объекта давления, превышающего наружное. Этим способом обнаруживают проколы в камерах, шлангах, мягких баках и т. п. Прокол обнаруживается по образованию пузырьков при погружении изделия в воду.

Для создания давления используют воду (иногда подкрашенную), масло, воздух и другие жидкости и газы. Температура воды не должна быть ниже температуры окружающего воздуха, в противном случае поверхность испытуемого изделия запотеет, что затруднит выявление дефектов. Давление при гидростатическом испытании повышается постепенно, а величина его обуславливается нормами данного изделия. Места утечек обнаруживают по фильтрации жидкости или газа, а их наличие выявляют по изменению давления жидкости или газа. Иногда испытуемую деталь покрывают мыльным раствором или погружают в жидкость и места утечек определяют по образованию пузырьков.

Также проводят гидростатические испытания работающих под давлением сварных сосудов, трубопроводов или трубной арматуры, открытые концы которой могут быть заглушены. Такие сосуды подвергают опрессовке, причем давление при испытании превышает рабочее в 1,5—2 раза, а сами испытания проводят в два этапа. Первым этапом является воздушная опрессовка. Для этого в сосуде создается определенное давление воздуха, и места утечек обнаруживаются с помощью мыльного раствора, наносимого на поверхность швов. На втором этапе используют химические индикаторы. Для этого сварной шов очищают и покрывают индикатором, затем в высушенный сосуд вводят аммиачно-воздушную смесь. Фильтрация этой смеси через сварной шов изменяет белую окраску индикатора на ярко-розовую. Индикатор состоит из смеси пяти частей 2%-ного раствора фенолфталеина в спирте, двух частей дистиллированной воды, десяти частей глицерина и порошка окиси титана в количестве, достаточном для того, чтобы придать раствору консистенцию жидкой краски, либо в качестве индикатора используют смесь аммиака и двуокиси серы.

Метод электросопротивления основан на пропускании тока через контролируемую деталь и измерении сопротивления или падения напряжения на контролируемом участке. Наиболее эффективен этот метод при измерении толщины стенок пустотелых деталей, а также при контроле нарушений сплошности лакокрасочных и других покрытий, нанесенных на металлическую основу.

Метод термо-ЭДС основан на измерении термоэлектродвижущей силы, возникающей в результате нагрева контролируемого участка детали, в сравнении с термоэлектродвижущей силой эталонного образца. Он применяется для установления марок сплавов, для контроля термической обработки химического состава некоторых сплавов.

Метод керосиновой пробы. Проникающую жидкость — керосин — наносят на исследуемую поверхность. Спустя некоторое время, достаточное для того, чтобы керосин проник во все дефекты, излишнюю жидкость полностью удаляют и поверхность тщательно просушивают. Затем на поверхность наносят тонкий слой мела (карбоната кальция) в виде сухого порошка или в смеси со спиртом. Через некоторое время керосин просачивается из дефектов в слой мела, вызывая его потемнение. Метод керосиновой пробы с мелом широко используется для контроля больших деталей. После того как меловое покрытие высыхает, деталь вращают и обстукивают молотком, чтобы способствовать выделению керосина из мельчайших трещин. Иногда используют подогретый керосин, обладающий пониженными поверхностным натяжением и вязкостью. Кроме того, нагретый керосин вызывает некоторое расширение трещин.

Другим видом пробы является керосиновая проба с песком. Поверхность предварительно тщательно очищается и затем в течение нескольких минут смачивается керосином. После смазывания поверхность обдувают чистым мелким песком (сито № 40), промывают водой для удаления лишнего песка и высушивают на воздухе. На обдутой поверхности вследствие просачивания керосина появляются очертания дефектов.

Звуковой метод заключается в простукивании молотком. Наличие дефекта устанавливается по фальшивому тону звучания и быстрому уменьшению интенсивности звука. Этот метод не вполне надежен, так как частота звуковых колебаний зависит до некоторой степени от вида закрепления детали, от характера удара, определяющего, будет ли частота колебаний основной, гармонической, обертоновой или комбинацией этих частот, и силы удара. Собственные частоты звучания некоторых деталей могут находиться вне области слышимости. В этом случае применяют соответствующие электронные устройства. Звуковые волны, воспринимаемые слуховым аппаратом человека, оглашают дефекты малых размеров, поэтому с помощью данного метода можно выявить только дефекты значительной величины.

Метод компаса. Несплошности магнитного материала, такие как раковины, трещины и включения, вызывают искажения магнитного поля, наведенного в детали. Искажение магнитных силовых линий объясняется тем, что несплошности обладают иными магнитными свойствами, чем окружающий их материал.

Наиболее простой способ обнаружения искажений магнитного поля заключается в перемещении над намагниченной деталью обыкновенного компаса. Стрелка компаса будет совпадать с направлением магнитных силовых линий и указывать на любые искажения поля. Существенными недостатками этого метода является низкая чувствительность.

Сернотипия используется для выявления ликвации в сплавах двумя способами. При одном способе лист бромистой фотографической бумаги смачивается в 3—4%-ном растворе серной кислоты. После удаления лишней жидкости бумага накладывается на отполированную поверхность изделия и выдерживается в течение 1—4 мин. Сероводород реагирует с бромистым серебром, образуя сульфид серебра, в результате на фотобумаге возникает рисунок коричневого оттенка. Интенсивность окрашивания зависит от концентрации сульфидов, что дает возможность определить распределение и концентрацию сульфидов. При другом способе к отполированной поверхности изделия в течение 4—5 мин прижимается шелковая ткань, смоченная в растворе сулемы. Зоны, богатые серой, вызывают черное окрашивание, богатые фосфором — желтое.

Активационный метод. Облучение большинства атомных ядер тепловыми нейтронами приводит к тому, что эти ядра становятся радиоактивными. Характер бета- и гаммаизлучения, испускаемого радиоактивными ядрами, является неотъемлемым признаком определенного изотопа. Данные об энергии и интенсивности излучения могут быть использованы для определения элемента. Величина радиоактивности непосредственно связана с количеством данного изотопа в образце. Поскольку радиоактивность измеряется в настоящее время крайне чувствительными методами, активационный анализ допускает точную оценку очень малых количеств элементов.

Металлографический метод

Изучение структуры металла (сплава) у места разрушения деталей позволяет экспериментальным путем определить характер или условия разрушения детали. На рис. 3.20 показаны структурные признаки разрушения материала детали, выявляющиеся металлографическим методом.

Макроструктура. По направлению волокон вблизи места разрушения, по их деформации определяют, от каких нагрузок разрушилась деталь и в каком направлении действовали эти нагрузки: было ли разрушение вызвано изгибающими или срезающими нагрузками или же действием крутящего момента. Например, рессора топливного насоса, где макроанализом выявлено, что волокна материала имеют непрямолинейное направление, а закручены на некоторый угол, свидетельствует о том, что рессора разрушилась от однократно приложенного крутящего момента, превысившего ее прочность.

Зоны теплового влияния. Детали, которые в процессе разрушения подвергались высокому местному нагреву, имеют участки структуры, резко отличающиеся по своему строению от исходной. Так, например, на разрушенных подшипниках качения по распространению зон теплового влияния можно определить, в каких условиях происходило разрушение: при нормальном поступлении

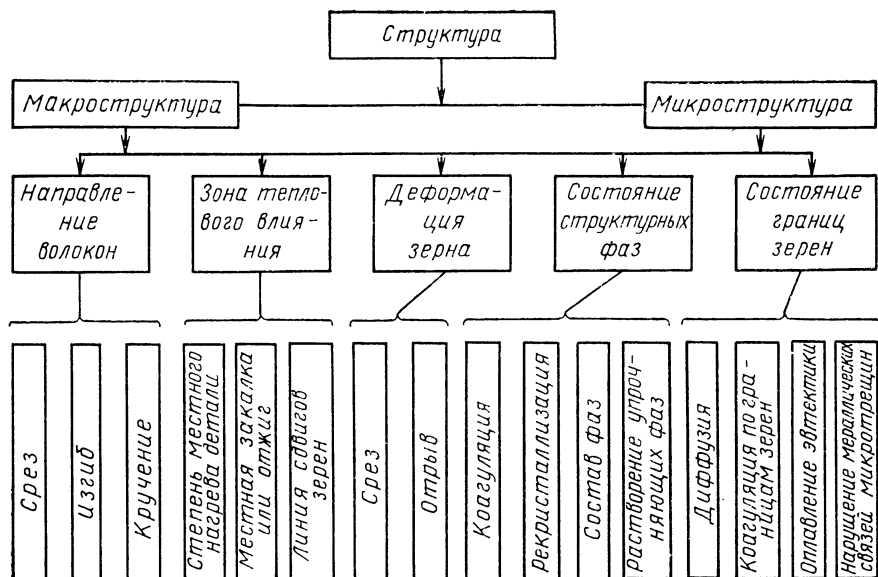


Рис. 3.20. Структурные признаки, выявляемые металлографическим методом

масла или при масляном голодании, так как в зависимости от количества поступающего в подшипник масла будут создаваться различные температурные условия, при которых происходило разрушение подшипника.

Микроструктура

По состоянию микроструктуры в зоне теплового влияния устанавливают, до какой температуры нагревалась деталь, произошла ли перекристаллизация или же был только частичный отжиг или закалка.

По деформации зерна вблизи места разрушения судят о направлении действующих нагрузок путем среза или отрыва.

Линии скольжения, обнаруживаемые в микроструктуре некоторых сплавов, свидетельствуют о прошедшей пластической деформации или о длительности воздействия циклических нагрузок. На термически обработанных конструкционных сталях с мелкодисперсной структурой (сорбит, тростит, мартенсит) линии скольжения не обнаруживаются.

Состояние структурных фаз характеризует условия, в которых происходило разрушение детали. Если разрушение происходило в нагретом состоянии, то может произойти распад твердого раствора или же перекристаллизация некоторых фаз. По степени коагуляции вторичных фаз также судят о температурных условиях и длительности работы детали. Так, например, растворение частиц вторичной фазы в жаропрочных сплавах в отдельных участках детали, например в перелопатки турбины, свидетельствует о высоком местном нагреве детали до температур, превышающих рабочие.

Состояние границ зерен в некоторых случаях дает объективные признаки для определения характера и условий разрушения деталей. Если, например, на границах зерен жаропрочного сплава наблюдается большое выделение вторичных фаз и их коагуляция, то это ведет к снижению жаропрочных свойств, а иногда и механических свойств при нормальной температуре.

Разрушение жаропрочных сплавов по границам зерен, как правило, свидетельствует о разрушении от статических нагрузок, приложенных в условиях высоких температур.

Раскрытие трещин химическим травлением

Этот способ применяется в тех случаях, когда известно место расположения трещины.

Детали из алюминиевых сплавов подвергаются травлению 30%-ным раствором едкого натра с последующей нейтрализацией 10%-ным раствором серной кислоты и промывкой в проточной воде.

Стальные детали травят смесью кислот. Так, например, лопатки турбин реактивных двигателей протравливаются раствором, состоящим из 350—500 см³ соляной кислоты с удельным весом 1,14—1,19 гс/см³, 20—25 см³ серной кислоты с удельным весом 1,85 гс/см³ и 75—100 гс медного купороса. Продолжительность травления до 10 мин при комнатной температуре.

Клапаны выпуска поршневых двигателей подвергаются иногда травлению смеси, состоящей из 55% соляной и 45% азотной кислот.

При травлении растворяются зерна металла по границам трещин, что делает их более доступными для обнаружения.

Сведения о прочностных и механических характеристиках различных материалов приведены в табл. 3.8.

Т а б л и ц а 3.8

Прочностные и механические характеристики материалов

Наименование характеристики	Обозначение и размерность	Определение	Способ определения
Предел прочности	$\sigma_{\text{в}}$ кгс/мм ²	Условное напряжение, отвечающее наибольшей нагрузке, предшествующей разрушению образца	Предел прочности определяется как отношение наибольшей нагрузки $P_{\text{в}}$, отмеченной во время испытания образца, к первоначальной площади его первичного сечения F_0 : $\sigma_{\text{в}} = \frac{P_{\text{в}}}{F_0}$
Предел прочности при растяжении (временное сопротивление)	$\sigma_{\text{в}}$ кгс/мм ²	Напряжение, соответствующее наибольшей нагрузке, предшествующей разрушению образца	На разрывной машине определяют разрушающую нагрузку P и делят ее на площадь сечения образца F_0 (в мм ²): $\sigma_{\text{в}} = \frac{P}{F_0}$
Предел текучести (условный)	$\sigma_{0,2}$ кгс/мм ²	Напряжение, при котором образец получает остаточное удлинение, равное 0,2% или некоторой другой величине того же порядка, устанавливаемой ТУ	По диаграмме растяжения определяют нагрузку P , вызывающую остаточное удлинение образца на 0,2% от его первоначальной длины, и по ней определяют: $\sigma_{0,2} = \frac{P_{0,2}}{F_0},$ где $P_{0,2}$ — нагрузка, соответствующая условному пределу текучести, кгс.

Продолжение табл. 3.8

Наименование характеристики	Обозначение и размерность	Определение	Способ определения
Предел текучести (физический)	σ_T кгс/мм ²	Напряжение, при котором, несмотря на деформацию, нагрузка или не изменяется, либо изменяется незначительно	Напряжение определяется по следующей формуле: $\sigma_T = \frac{P_c}{F_0},$ где P_c — нагрузка, соответствующая пределу текучести, кгс
Относительное удлинение	δ_5 или δ_{10} (цифра означает отношение расчетной длины к диаметру, %)	Отношение приращения длины образца при растяжении к исходной площади поперечного сечения образца	На образец наносят керны и изменяют расстояние между ними до испытания и после разрушения: $\delta = \frac{l_1 - l_0}{l_0} \cdot 100\%,$ где l_0 — первоначальная длина образца, мм; l_1 — длина образца после растяжения, мм
Модуль упругости (жесткость материала) Предел прочности при сжатии	E кгс/мм ² $\sigma_{сж}$ кгс/мм ²	Отношение напряжения σ к упругой деформации $\delta_{уп}$ Напряжение при сжатии, соответствующее наибольшей нагрузке перед разрушением образца	$E = \frac{\delta}{\delta_{уп}} \cdot 100$ Образец с площадью сечения F_0 устанавливают между опорными подушками машины и определяют разрушающую нагрузку P кгс: $\sigma_{сж} = \frac{P}{F_0};$
Предел пропорциональности	$\sigma_{пц}$ кгс/мм ²	Напряжение, до которого удлинение образца увеличивается пропорционально прилагаемой нагрузке	$\sigma_{пц} = \frac{P_{п}}{F_0},$ где $P_{п}$ — нагрузка, соответствующая пределу пропорциональности, кгс; F_0 — первоначальная площадь поперечного сечения, м ²
Предел прочности при изгибе	$\sigma_{из}$ кгс/мм ²	Наибольшее расчетное напряжение в наружных слоях образца перед его разрушением	Образец диаметром d мм устанавливают на двух опорах на расстоянии l мм и нагружают посередине сосредоточенной нагрузкой P до разрушения $\sigma_{из} = \frac{2,5 Pl}{d^3}$

Наименование характеристики	Обозначение и размерность	Определение	Способ определения
Удельная (ударная) вязкость	a_H кгс·м/см ²	Работа удара, затрачиваемая на единицу площади сечения образца для его разрушения на копре	Образец площадью сечения F_0 см ² устанавливают на копер и разрушают ударом маятника; работу удара машины A_H кгс·м делят на площадь сечения F_0 см ² : $a_H = \frac{A_H}{F_0}$
Предел упругости	$\sigma_{уп}$ кгс/мм ²	Напряжение, при котором впервые получается остаточное удлинение обусловленной величины (обычно 0,002% расчетной длины образца)	$\sigma_{уп} = \frac{P_e}{F_0},$ где P_e — нагрузка, соответствующая пределу упругости. У большинства пластических металлов и сплавов величина предела упругости близка к величине предела пропорциональности
Относительное сужение	ψ %	Уменьшение площади поперечного сечения образца в месте разрыва, выраженное в % от первоначального сечения	$\psi = \frac{F_0 - F_1}{F_0} \cdot 100\%,$ где F_0 — первоначальная площадь поперечного сечения образца, мм ² ; F_1 — площадь поперечного сечения образца после разрыва, мм ² Относительное удлинение и относительное сужение характеризуют пластические свойства материалов, которые позволяют судить о способности их обрабатываться ковкой, штамповкой, прокаткой и т. д.
Твердость по Бринеллю	HB кгс/мм ²	Удельное давление на диаметр отпечатка, полученного вдавливанием (в стандартных условиях) стального шарика в испытуемый металл	На зачищенной поверхности вдавливают в металл стальной шарик диаметром 10 мм под нагрузкой 3000 кгс (для черных металлов) и измеряют диаметр образовавшейся лунки, по которому отделяют HB

Наименование характеристики	Обозначение и размерность	Определение	Способ определения
Твердость по Роквеллу	<i>HRB</i> или <i>HRC</i>	Выраженная в условных единицах глубина вдавливания стального шарика или алмазного конуса	На защищенной поверхности вдавливают в металл под давлением 100 кгс стальной шарик диаметром 1,59 мм или под давлением 150 кгс алмазный конус с углом при вершине 120° и определяют твердость по шкалам В или С прибора
Твердость по Виккерсу	<i>HV</i> кгс/мм ²	Выражение в условных единицах числа твердости, полученного вдавливанием в образец правильной четырехгранной алмазной пирамиды	<p>На поверхности микрошлифа испытуемого образца вдавливается алмазная четырехгранная пирамида с углом при вершине 136° при нагрузке от 5 до 120 кгс. Получаемый отпечаток измеряется при помощи микроскопа, находящегося в приборе. Число твердости определяется по формуле</p> $HV = \frac{P}{F} = \frac{P}{0,54 d^2},$ <p>где P — действующая нагрузка; F — площадь пирамидального отпечатка; d — диагональ квадратного отпечатка</p>

Среднее значение твердости некоторых металлов и сплавов таковы: для алюминия $HV-20$ кгс/мм², для железа $HV-80$ кгс/мм², для отожженной среднеуглеродистой стали $HV=180$ кгс/мм².

Между твердостью по Бринеллю и пределом прочности при растяжении для различных материалов имеются определенные зависимости, установленные опытным путем: для углеродистой стали $\sigma_B = 0,36HV$; для стали хромоникель $\sigma_B = 0,35HV$; для хромистой и хромникелевой стали $\sigma_B = 0,34HV$; для хромомолибденовой стали $\sigma_B = 0,33HV$; для дюралюминия $\sigma_B = 0,37HV$; для латуни $\sigma_B = 0,53HV$; для чистой меди $\sigma_B = 0,48HV$; для чистого никеля $\sigma_B = 0,57HV$.

Определение микротвердости. В ряде случаев приходится определять твердость очень небольших по площади или толщине участков материала, например, твердость тонкого листового материала, тонких поверхностных слоев и отдельных структурных составляющих.

При решении таких задач пользуются прибором ПМТ-3 для испытания металлов на микротвердость. Принцип действия прибора основан на вдавливании под нагрузкой от 2 до 200 гс алмазной четырехгранной пирамиды и последующем измерении отпечатка с помощью микроскопа. Пользуясь таблицей, по длине диагонали отпечатка находят значения твердости.

Поверхность испытуемого образца должна быть отполированной, а наклеп, имеющийся на поверхности образца, удален травлением.

Таблица 3.9

Методы определения твердости материалов

Диаметр отпечатка, мм	Условное обозначение и величина твердости в зависимости от метода				Диаметр отпечатка, мм	Условное обозначение и величина твердости в зависимости от метода			
	Бринелля <i>HB</i>	Роквелла		Виккерса <i>HV</i>		Бринелля <i>HB</i>	Роквелла		Виккерса <i>HV</i>
		<i>HRC</i>	<i>HRB</i>				<i>HRC</i>	<i>HRB</i>	
2,4	652	63	—	867	3,8	255	26	—	255
2,5	600	59	—	746	3,9	241	24	100	240
2,6	555	56	—	649	4,0	228	22	98	226
2,7	512	52	—	587	4,1	217	20	97	217
2,8	477	49	—	534	4,2	207	18	95	208
2,9	444	47	—	474	4,3	196	17	93	197
3,0	416	44	—	435	4,4	187	16	91	186
3,1	387	41	—	400	4,5	179	15	88	178
3,2	364	39	—	380	4,6	170	14	86	171
3,3	340	37	—	344	4,7	163	13	84	162
3,4	321	35	—	320	4,8	156	12	82	155
3,5	302	33	—	305	4,9	149	11	80	150
3,6	286	30	—	285	5,0	143	10	78	144
3,7	269	28	—	272					

Примечание. В графе Бринелля обозначают: 3000 — нагрузка, кгс; 10 — диаметр шарика, мм; 30 — время действия нагрузки на образец, с.

Определение твердости материалов. Методы определения твердости материалов приведены в табл. 3.9.

Определение толщины гальванических покрытий. Методы определения толщин гальванических покрытий приведены в табл. 3.10.

Таблица 3.10

Методы определения толщины покрытия

Покрытие	Метод определения толщины покрытия
Хром, никель химический	Для тонких слоев хрома используется капельный метод: одна капля 25%-ного раствора химически чистой соляной кислоты растворяет слой толщиной 1,06 мк
Цинк, кадмий, медь	На испытуемый участок наносится капля раствора следующего состава: йодистый калий — 200 гс, йод металлический — 100 гс, вода дистиллированная до 1 л и выдерживается в течение 1 мин. Затем каплю вытирают насухо и наносят снова каплю свежего раствора. Эту операцию повторяют до обнаружения основы. Срок годности раствора до 15 суток. Расчет толщины покрытия производится по формуле $h = h_k(h - 1)$, где h — число капель; h_k — толщина покрытия, снимаемого за 1 мин одной каплей при данной температуре. Для определения толщины слоя меди применяют раствор, состоящий из 44 гс азотнокислого серебра и 1 л дистиллированной воды. Величину h_k в зависимости от температуры для различных покрытий берут из графика, представленного на рис. 3.21

Покрытие	Метод определения толщины покрытия
Никель	Толщина никелевого покрытия определяется с помощью раствора следующего состава: хлорное железо — 150 гс, сернокислая медь — 100 гс, уксусная кислота — 250 мл и вода дистиллированная — 1 л
Анодирование твердое	Толщину пленки определяют снятием ее на контрольных участках капель раствора следующего состава: ортофосфорная кислота (удельный вес 1,7 гс/см ³) — 200 гс, хромовый ангидрид — 80 гс и вода — 1 л, продолжительность обработки 3—4 ч при 20—22° С. Для сохранения капли на поверхности очерчивают участок восковым карандашом. Каплю несколько раз меняют. Толщина пленки определяется замером разности уровней травления металла и металла с пленкой. Микротвердость пленки должна быть в пределах 250—300 кгс/мм ²
Анодирование серно-кислотное и хромокислотное	На испытуемую деталь наносят две — три капли контрольного раствора следующего состава: соляная кислота (удельного веса 1,19) — 25 см ³ , двуххромовокислый калий — 3 гс, вода дистиллированная — 75 см ³ . После нанесения определяется промежуток времени до позеленения капли. Пленка считается качественной, если этот промежуток времени составляет для плакированного материала с толщиной пленки около 5 мк при 18—21° С — 12 мин, а при 22—25° С — 8 мин
Оксидирование стали (воронение)	Пленка считается качественной, если при нанесении капли 2%-ного раствора медного купороса в течение 20 с на поверхности не образуются точки красной контактной меди

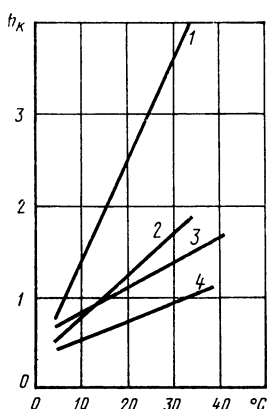


Рис. 3.21. Зависимость коэффициента h_K от температуры для разных покрытий:

1 — кадмий; 2 — цинк; 3 — медь; 4 — никель

Повышение эксплуатационных свойств изделий

Методы повышения твердости слоя металлических деталей (по сравнению с получающейся после механической обработки) разделяют на механические (холодные) и термические (горячие).

Дробеструйная обработка является наиболее характерным из механических методов. Процесс заключается в том, что поверхность подвергают многочисленным ударам твердых (сталь, чугун, стекло и др.) дробин диаметром 0,5—1,5 мм. Регулируя время обработки, получают желаемую глубину и степень наклепа при напряжениях сжатия, благоприятных для повышения усталостной прочности. Этот метод применяют для сравнительно неточных деталей, работающих при переменных нагрузках (пружины, рессоры и т. п.).

В качестве термических методов используют поверхностную закалку с отпуском, обеспечивающим желаемое упрочнение. К этому методу относится также химико-термическая обработка поверхностей (цементация, азотирование, цианирование и др.). Эта обработка применяется

для повышения износостойкости рабочих поверхностей деталей. В последнее время ее стали применять и для свободных поверхностей с целью повышения усталостной прочности деталей.

Методы разупрочнения поверхностного слоя применяют, когда наклеп вреден и его требуется снять.

Результаты исследования влияния качества поверхности после шлифования на усталостную прочность жаропрочных сплавов, употребляемых для изготовления лопаток турбины, показаны на рис. 3.22. В столбиках верхней диаграммы представлено снижение усталостной прочности в результате шлифования, обеспечивающего различную шероховатость (прочность образца без наклепа и напряжений с шероховатостью поверхности 14-го класса принята за 100%). В круглой диаграмме показаны доли влияния каждого фактора в отдельности.

Из графика видно, что соотношение между этими долями сохраняется практически постоянным с 5 по 10-й класс шероховатости и что влияние последней примерно вдвое более сильное, чем влияние наклепа и напряжений, вместе взятых.

Полное снятие наклепа и напряжений достигается с помощью соответствующей термической обработки.

Регулирование остаточных напряжений — методы, направленные на получение желаемого уровня и знака остаточных напряжений в поверхностном слое изготовленной детали. К таким методам относят термическую обработку, снимающую напряжения перед окончательной операцией обработки поверхности (но оставляющую наклеп, если он нужен), но главное — избежание неблагоприятных напряжений выбором соответствующих режимов при окончательной обработке или перед отделкой поверхности.

Наиболее чувствительными к состоянию поверхности являются сильнонагруженные поверхности деталей, поэтому они нередко обрабатываются шлифованием. Характерные для шлифования неблагоприятные растягивающие напряжения можно уменьшить или избежать их, если применять режимы, смягчающие резкое действие теплового фактора.

4. ЛАБОРАТОРНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОТКАЗОВ И НЕИСПРАВНОСТЕЙ

Для определения причины отказа или неисправности деталей и агрегатов авиационной техники проводятся всесторонние лабораторные исследования.

Порядок отбора и отправки неисправных деталей и агрегатов на лабораторные исследования

На исследование должны направляться как неисправные, так и сопряженные с ними исправные детали. Это одинаково важно как для деталей с изломами, так и для других любых деталей.

Упаковка деталей. Направляемые на исследование детали и агрегаты должны быть аккуратно упакованы. Подвижные узлы и механизмы при транспортировке не должны перемещаться и ударяться один о другой или о тару. Применяются все меры для полной сохранности изломов деталей. Это достигается их тщательной упаковкой и надежной фиксацией относительно тары. Мелкие детали с изломами обертывают чистой мягкой ветошью, а пространство между деталями и тарой заполняют мягкими материалами.

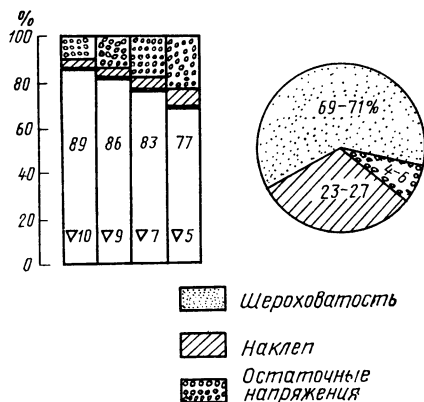


Рис. 3.22. Снижение усталостной прочности вследствие шероховатости, наклепа и остаточных напряжений

При транспортировке крупные детали закрепляют на ложементах с мягкой подстилкой.

Сохранность первоначального состояния детали. Совершенно недопустимо промывать и очищать от грязи, коррозии и смазки детали (или консервировать), направляемые на лабораторные исследования, их также нельзя разбирать. Малейшая, на первый взгляд, безобидная небрежность с агрегатами и деталями, направляемыми на лабораторные исследования, может сильно затруднить, а порой и вообще сделать невозможным установление истинной причины отказа авиатехники. Это, в свою очередь, может привести к неправильным выводам, и принятые меры по предупреждению подобных отказов окажутся неэффективными.

Прилагаемая документация. К деталям, отправляемым на исследование, обязательно должны прикладываться их формуляры или паспорта. В противном случае инженер-исследователь будет вынужден запрашивать недостающую документацию, на что уйдет много времени, и определение причины отказа авиатехники затянется.

Порядок лабораторных исследований отказов и неисправностей агрегатов и деталей может быть различным. Например, определяют внешнее состояние детали или агрегата в целом, взаимное расположение деталей внутри агрегата, работоспособность агрегата (если позволяет возможность), для чего снимают его рабочие характеристики, разбирают агрегат, дефектируют детали и обмеряют их; определяют механические свойства металлов деталей агрегата; проводят металлографический анализ; определяют химический состав материалов; проводят рентгеновские исследования; анализируют результаты лабораторных исследований; дают заключение о работоспособности детали или агрегата непосредственно перед отказом и разрабатывают рекомендации по предупреждению причин отказов.

Определение внешнего состояния детали

Этот этап исследования очень важный и, несмотря на свою кажущуюся простоту, требует большого внимания, терпения, глубокого знания конструкции и всех особенностей работы исследуемой авиационной техники.

Осмотр отказавшей детали для установления внешних повреждений производится вначале невооруженным глазом. Минимальный размер дефекта, который может быть обнаружен при визуальном контроле, зависит от характера исследуемой поверхности, уровня яркости и контраста яркостей между деталью и фоном. Глаз быстро утомляется, и острота зрения снижается, поэтому визуальный осмотр является недостаточно точным методом исследования.

Применение лупы. При исследовании больших поверхностей сначала используют лупу с небольшим увеличением и выявляют дефектные места, а затем с большим увеличением. Чтобы максимально использовать возможность лупы, ее всегда следует держать как можно ближе к глазу, так как при этом глаз воспринимает наибольшее количество лучей в плоскости исследуемого объекта.

Биноклярные стереоскопические микроскопы. При необходимости поврежденные места, помимо лупы, могут быть более тщательно исследованы биноклярными стереоскопическими микроскопами МБС=1 или МБС-2, которые являются лучшими приборами для изучения поверхностей деталей.

Определение взаимного расположения деталей агрегата

Для контроля правильности сборки, а также для определения взаимного положения внутренних деталей агрегат (узел) просвечивают рентгеновскими или гамма-лучами. При этом очень важно правильно решить вопрос о направлении просвечивания, так как в некоторых проекциях на снимках может получиться такое расположение изображений внутренних деталей, что снимки нельзя будет расшифровать.

Просвечивание гамма-лучами узлов или агрегатов в том состоянии, в котором они прибыли на исследование, часто позволяет выявить дефекты сборки и регулировки.

Снятие рабочих характеристик

Если агрегат не имеет внешних разрушений, то его устанавливают на стенд для испытаний. Результаты стендовых испытаний анализируют и сравнивают с соответствующими техническими условиями. По результатам испытаний делается заключение о техническом состоянии данного агрегата.

Разборка агрегатов, дефектация и обмер деталей

Агрегат разбирают после определения его внешнего состояния, просвечивания и определения работоспособности. Разборку детали осуществляют аккуратно, без загрязнений, тщательно осматривают все внутренние полости и каналы и проверяют, нет ли каких-либо осадков, стружки, кусочков резины и т. п. Если последние обнаружены, их аккуратно собирают для дальнейших исследований.

Фотографирование и обмер. После разборки детали агрегата или узла внимательно осматривают и фотографируют. Затем их промывают и передают для обмеров в специальные измерительные лаборатории.

Определение механических характеристик материалов

Для определения механических характеристик деталь разрезают и начинают исследовать материал, из которого она изготовлена. Вырезаются образцы для металлографических исследований, определения химического состава и механических характеристик материала.

При испытании механических свойств материалов чаще всего определяются следующие характеристики: прочность (при различных видах нагружения), твердость, вязкость, упругость, жаропрочность, ползучесть и др.

Учитывая многообразие факторов, влияющих на характеристики механических свойств материалов, и необходимость сравнения получаемых свойств материалов, а также потребность сравнения получаемых различными лабораториями их числовых значений, все испытания механических свойств проводят по единой методике, установленной ГОСТом или обусловленной ТУ на поставку-приемку материалов.

Металлографический анализ

Металлографический анализ применяется для определения качества материала неисправных деталей и причин отказов, например, при определении характера разрушения детали.

Металлографический анализ делится на микроскопический и макроскопический.

Макроскопический анализ проводится невооруженным глазом или при увеличении до 20 раз. Он позволяет выявить: металлургические пороки (поры, флаконы, раковины, закаты, волосовины и т. п.);

величину зерна и наличие разнотерности;

направление волокон и качествоковки материала деталей из деформируемых сплавов;

наличие, расположение и глубину слоя металла, упрочненного химико-термической обработкой (цементацией, нитрированием и т. д.);

дефекты в сварных и паяных соединениях (непровар, пористость, непропай, несплавление присадочного и основного материала).

Микроскопический анализ проводится при помощи микроскопов с увеличением до 2000 раз и позволяет выявить следующее:

загрязненность металла (сплава) неметаллическими включениями (сульфидами и оксидами);

микроструктуру металла (сплава) и расположение структурных составляющих — фазовый и структурный составы сплава;

глубину слоя и микроструктуру химически и термически обработанных деталей (азотированных и цианированных);
микроструктуру сварных и паяных швов;
глубину слоя обезуглероживания;
микропорости, нарушающие сплошность металла (микротрещины, микропоры и т. п.);
характер и глубину коррозионных поражений;
толщину поверхностных металлических покрытий;
величину зерна материала детали.

Знание микроструктуры позволяет определить качество термообработки, объяснить причину различия или неудовлетворительности механических свойств, выявить внутренние пороки в материале детали, установить характер разрушения некоторых деталей и т. д.

Изготовление шлифов. Для проведения металлографического анализа изготавливаются специальные шлифы. Место вырезки, форма и размеры образцов, предназначенных для анализа, определяются исходя из поставленной задачи исследования, формы детали и характера возможных дефектов.

Образцы вырезаются в холодном состоянии при обильном охлаждении без деформации слоев, прилегающих к плоскости шлифа. После вырезки образцов их подготавливают к исследованию согласно принятым правилам. Подготовленные шлифы травятся в специальных реактивах для определения направления волокон или кристаллической структуры металла. Полностью подготовленные шлифы подвергаются исследованию.

Определение химического состава материала исследуемых деталей

Определение химического состава материала исследуемых деталей производится химическим или спектральным анализом, а иногда и тем и другим способом вместе. Задачей анализа является определение химического состава материала с целью установления марки материала и ее соответствия ТУ при изготовлении деталей.

Химический анализ по сравнению со спектральным дает большую точность при значительном (5—10%-ном) содержании элементов в сплаве. Однако спектральный метод является более чувствительным. Он дает возможность определить малые содержания элементов, что особенно важно при определении количества средних примесей в сплавах. Кроме того, для спектрального анализа не нужно вырезать образцы из исследуемой детали, т. е. деталь при этом не повреждается.

Рентгеновское исследование материалов

Иногда при определении причин отказа деталей бывает крайне трудно определить характер разрушения детали, так как ни один из описанных выше способов исследования не дает четкого ответа на этот вопрос. В таких случаях применяют рентгеноструктурное исследование материалов, основанное на свойстве кристаллической решетки металлов по-разному деформироваться при различных видах разрушения. Рентгенограммы точек поверхности излома, полученные на специальных установках, дают возможность точно определить характер разрушения деталей.

Анализ результатов исследования

После проведения всех перечисленных выше исследований, а при необходимости еще целого ряда специальных исследований, инженер, который определяет причины отказа данной детали, узла или агрегата, сосредоточивает в своих руках все результаты, на основании которых в дальнейшем и делаются выводы о причинах отказа летательных аппаратов.

Научно-технический уровень исследования. Известно, что правильность заключения о причинах появления отказа или дефекта деталей целиком зависит от объема и качества исследования, от научно-технического уровня его выполне-

ния, а также от того, насколько отдельные выводы подтверждаются результатами объективных инструментальных методов исследований. При необходимости инженер, проводящий исследование данной детали, проверяет расчеты на ее прочность, даже если такие расчеты проводились при проектировании. Практика исследований причин отказов деталей (агрегатов) показывает, что случаи неправильного расчета на прочность при проектировании не исключены.

Достоверность выводов. При анализе результатов исследований материалы располагаются таким образом, чтобы результаты очередного исследования дополняли и помогали раскрыть и лучше осмыслить результаты предыдущего исследования. Так, например, если деталь имеет усталостный излом, то усталостный характер разрушения, определенный по присущим признакам, должен быть подтвержден также и металлографическим исследованием. Такое уточнение и подтверждение одних результатов исследования другими дает инженеру-исследователю полную уверенность в достоверности сделанных выводов. Инженер-исследователь, имея в своем распоряжении все материалы исследования и опираясь на них, должен правильно сделать выводы и заключение.

Тщательный и всесторонний анализ всех материалов исследования дает возможность сделать научно обоснованное заключение о работоспособности деталей и агрегатов, присланных на исследование, или о причине возникновения отказов и неисправностей.

Воспроизведение характера разрушения

При анализе разрушенных деталей авиационной техники иногда невозможно достоверно установить характер их разрушения или причину появления дефекта. В таких случаях применяется метод воспроизведения характера разрушения.

Сущность этого метода заключается в том, что аналогичную деталь подвергают разрушению, создавая при этом схему нагружения такую же (подобную), какой она была при эксплуатации. Иногда для воспроизведения характера разрушения детали проводят специальные испытания двигателя, узла или агрегата, в котором установлена исследуемая деталь. Например, для определения герметичности форсунки одного из ТВД ее установили в реактивной трубе так, чтобы распыл топлива форсункой был визуально виден и условия работы соответствовали действительным. Затем запустили двигатель и вывели его на эксплуатационный режим работы. В результате было установлено, что испытываемая форсунка в разьемах имеет течь топлива, которая является причиной прогара горловины камеры сгорания. При проверке на герметичность в холодном состоянии в форсунке течи топлива не обнаруживалось.

Метод воспроизведения характера разрушения во многих случаях дает возможность не только точно определить характер разрушения, но и правильно судить о причине, вызвавшей разрушение детали или появление неисправности.

Напряжения, вызываемые изменением температуры

Повышение или понижение температуры материала вызывает в нем соответственно удлинение или укорочение.

Если зажатый стальной брус (рис. 3.23) нагреть от температуры t_1 до t_2 , то ожидаемое удлинение будет составлять

$$\Delta l = \alpha (t_2 - t_1) l = \alpha \Delta t l.$$

Но стены препятствуют расширению бруса, поэтому в нем появится напряжение, соответствующее деформации

$$\sigma = E \alpha \Delta t,$$

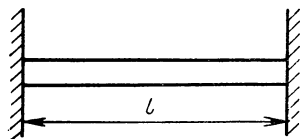


Рис. 3.23. Неподвижно зажатый стальной брус длиной l

где α — коэффициент линейного расширения;
 Δt — разность температур до и после нагрева или охлаждения.

Лидерная эксплуатация авиационной техники и экономические факторы срока службы

Во время эксплуатации авиационной техники и при ее ремонте ведется постоянное наблюдение за состоянием конструкции, выявляются дефекты (неисправности) и сроки их возникновения.

Для более раннего обнаружения изменений состояния авиационной техники в условиях эксплуатации используются рейсовые летательные аппараты, налетавшие больше часов, и лидеры, повышенный налет которых определяется специальной программой.

Для уточнения ресурса планера и обоснования его продления проводятся усталостные испытания как новых образцов авиационной техники, так и имеющих определенный налет. На основании таких испытаний устанавливаются сроки технического обслуживания и ремонта, определяются необходимые доработки (изменения конструкции), нужные для увеличения ресурса отдельных частей и для предотвращения неисправностей.

Срок службы современных летательных аппаратов в основном определяется экономическими и другими причинами (фактор полной безопасности). Объясняется это следующим образом.

Если не вводится модификации, связанные с улучшением летно-технических свойств (за счет установки более совершенных двигателей, увеличения числа пассажирских мест и пр.), то с течением времени летательный аппарат рассматриваемого типа по своим данным значительно отстает (морально изнашивается) от уровня новых типов и поэтому переводится на трассы, менее нагруженные.

При большом сроке службы летательного аппарата увеличиваются расходы на ремонт, поэтому наступает время, когда дальнейшее использование его и продление ресурса становятся невыгодным и летательный аппарат снимается с эксплуатации и списывается.

5. ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В самолетостроении применяются преимущественно **алюминиевые сплавы** (за исключением шасси, элементов крепления двигателей к самолету и некоторых силовых элементов самолета, которые изготавливаются из высокопрочных металлов и сплавов).

В конструкциях реактивных самолетов, летающих с $M > 2$, для деталей крыла, фюзеляжа, оперения и других элементов, подверженных значительному аэродинамическому нагреву, применяются **титановые сплавы**, а в ряде случаев **жаростойкие стали**.

Важнейшим условием правильного выбора материала является получение возможно меньшего веса при надлежащей прочности. Для этого введено понятие **удельной прочности материала** (табл. 3.11).

Таблица 3.11

**Прочностные характеристики материалов и место,
занимаемое ими по удельной прочности при $t = 20^\circ \text{C}$**

Материал	Предел прочности при растяжении, кгс/см ²	Занимаемое место по удельной прочности	Предел прочности при срезе, кгс/см ²	Занимаемое место по удельной прочности	Предел прочности при изгибе, кгс/см ²	Занимаемое место по удельной прочности	Модуль упругости при продольной прочности, кгс/см ²	Занимаемое место по удельной прочности
Титановый сплав	10 000	1	6 500	1	10 000	3	$1,1 \cdot 10^6$	3
Легированная сталь	16 000	2	10 000	2	16 000	4	$2,1 \cdot 10^6$	5
Нержавеющая сталь	13 000	3	8 500	3	13 000	5	$2,0 \cdot 10^6$	4
Магниевый сплав	3 000	4	1 800	4	3 000	1	$4,3 \cdot 10^5$	1
Алюминиевый сплав	4 400	5	2 600	5	4 400	2	$7,5 \cdot 10^5$	2

Удельная прочность (ее еще называют качественным числом) учитывает комплексные показатели материала и определяется выражением σ_b/γ . Так, например, титановые сплавы по удельному весу γ тяжелее алюминиевых на 60—70%, но прочнее σ_b их в 2—4 раза, следовательно, по удельной прочности титановые сплавы более выгодны для самолетов.

Современные конструкционные авиационные материалы имеют удельную прочность порядка от 16 до 25, а в некоторых случаях и до 35.

При выборе материала необходимо учитывать сопротивляемость его динамическим нагрузкам, определяемую ударной вязкостью и пределом усталости, наличие сырья, технологические, экономические и эксплуатационные факторы, а также ползучесть материала при нагреве до 1200—1800° С и выше.

Допускаемые напряжения смятия $[\sigma_{см}]$ шпоночных соединений приведены в табл. 3.12, $[\tau_{ср}]$ и $[\sigma_{см}]$ для болтов, винтов и соединяемых деталей в табл. 3.13.

Т а б л и ц а 3.12

Допускаемые напряжения смятия $[\sigma_{см}]$ шпоночных соединений

Тип соединения	Характер нагрузки	$[\sigma_{см}]$
Неподвижное	Статическая	0,8 σ_T
	Пульсирующая (знакопостоянная)	0,56 σ_T
	Знакопеременная	0,4 σ_T
Подвижное (направляющие шпонки)	—	(0,1—0,2) σ_T

П р и м е ч а н и я. 1. σ_T — предел текучести слабой детали соединения, шпонки, вала или ступицы.

2. Шпонки изготавливают из стали шпоночной чистоты по ГОСТ 8787—58 и шпоночной сегментной по ГОСТ 8786—58. Эти стали имеют следующие характеристики: $\sigma_b=6$ МН (60 кгс/мм²); $\sigma_T=3$ МН (30 кгс/мм²); применяются для шпонок в неотвественных соединениях летательных аппаратов и наземного оборудования.

Для ответственных передач летательных аппаратов шпонки изготавливают из стали 30ХГСА с $\sigma_b=12$ МН/м² (120 кгс/мм²) и $\sigma_T=9,2$ МН/м² (92 кгс/мм²).

3. При расчете шпонки на срез допускаемые напряжения на срез определяют по формуле $[\tau_{ср}] = (0,2 \div 0,3) \sigma_T$.

Т а б л и ц а 3.13.

Допускаемые напряжения $[\tau_{ср}]$ и $[\sigma_{см}]$ для болтов, винтов и соединяемых деталей

Материал болтов или соединяемых деталей	Допускаемое напряжение
Сталь для болтов	$[\tau_{ср}] = (0,2 \div 0,3) \sigma_T$
Сталь для болтов и соединяемых деталей	$[\sigma_{см}] = (0,3 \div 0,4) \sigma_T$
Чугун для соединяемых деталей	$[\sigma_{см}] = (0,25 \div 0,3) \sigma_b$
Бронза для соединяемых деталей	$[\sigma_{см}] = (0,2 \div 0,25) \sigma_b$

П р и м е ч а н и е. При действии переменных нагрузок значения $[\tau_{ср}]$ и $[\sigma_{см}]$ снижаются в 1,25—1,5 раза.

Механические свойства и применение жаропрочных алюминиевых сплавов, магниевых сплавов и авиационных сталей

Сведения о жаропрочных алюминиевых сплавах приведены в табл. 3.14, об алюминиевых сплавах в табл. 3.15 и авиационных сталях в табл. 3.16.

Таблица 3.14

Механические свойства и применение жаропрочных алюминиевых сплавов

Марка и вид сплава	Темпера- тура испыта- ния, °C	Механические свой- ства, кгс/мм ²			Удлинение (σ), %	Применение
		σ _B	σ _{0.2}	σ _{0.2/100}		
Деформируемые сплавы						
АК4-1	20	42	27	—	13	Лопатки, крыльчатки и диски компрессоров, лопатки направляющего аппарата компрессора, поршни и другие детали, работающие при температуре до 300—350° C. Сплав Д20 применяется также для изготовления сварных конструкций
	250	29	25	7,5	—	
	300	16	14	2,5	—	
ВД17	20	45	32	—	14	
	250	24	—	7,5	—	
	300	—	—	3,2	—	
Д20	20	40	30	—	10	
	250	18	—	8	—	
	300	12	—	6,5	—	
Д21	20	43	35	—	9	
	250	30	—	—	12	
ВАД-23	20	60	—	—	5	Прессованные детали, работающие до 250 °C
	250	29	—	11	—	
Литейные сплавы						
ВАЛ1	20	28	—	—	2	Литые детали РД, работающие до 350° C
	300	16	—	6,0	—	
В300	20	22	20	—	0,7	
	300	16,5	—	5,0	—	
В14А	20	21	20	—	0,7	Литые детали и агрегаты РД и ЛА, работающие до 300° C
	300	13	—	4,0	—	
Спечен- ная алю- миниевая пудра САП	20	33	22	—	7	Детали, свариваемые, обраба- тываемые резанием и работающие при 350—500° C. САП обладает высокой коррозионной стойкостью
	300	17	—	—	—	
	350	12,5	—	—	—	
	400	11,0	—	—	—	
	500	8,0	—	—	—	

Таблица 3.15

Механические свойства и применение магниевых сплавов

Марка сплава и термообработка	Температура испытания, °С	Механические свойства, кгс/мм ²				Удлинение (σ), %	Применение
		σ _B	σ _{0,2}	σ _{0,2/100}	σ ₁₀₀		
Деформируемые (АМТУ 371—56)							
МА2	—	28	18	—	—	10	Кованые и штампованные детали сложной формы; тормоза пикирования, детали вертолетов, люки
МА2-1	15	29	20	—	—	18	
МА3	15	30	24	—	—	12	Рамы двигателя, качалки, корпуса подшипников и др.
МА5 Т1	15	32	22	—	—	14	
Жаропрочные (теплопрочные) деформируемые							
ВМ17	20	25	16	—	—	10	Детали приборов и ЛА, работающих до 200° С
	200	16	—	—	9,0	—	
	250	13	—	—	—	—	
	300	9	—	—	—	—	
МА9	20	26—30	20—28	—	—	5—8	Детали РД и ЛА, работающие до 250° С
	200	16	—	—	7	—	
МА13	20	28	—	—	—	5	Детали, работающие длительное время до 350° С и кратковременно до 400° С
	250	13	—	—	7	—	
	300	12	—	—	6	—	
ВМД-1	20	28	23	—	—	4	Детали РД и ЛА, работающие до 350° С
	250	15	—	—	11	—	
	300	13	—	—	9	—	
Литейные (ГОСТ 2856—55)							
МЛ4 Т4	15° С	25	8,5—11,5	—	—	6—9	Корпусы компрессоров и приборов, картеры РД, корпуса тормозов и другие детали колес
МЛ5 Т6	15° С	25	8,5—12	—	—	4—9	
МЛ6 Т6	15° С	26	10—14	—	—	1—5	
Жаропрочные, литейные (ГОСТ 2856—55)							
МЛ7-1 Т6	20	17	—	—	—	6	Литые детали, работающие до 200° С
	200	12,5	—	—	2,5	—	
	300	8	—	—	—	—	

Продолжение табл. 3.15

Марка сплава и термообработка	Температура испытания, °С	Механические свойства, кгс/мм ²				Удлинение (σ), %	Применение
		σ _B	σ _{0,2}	σ _{0,2/100}	σ ₁₀₀		
МЛ9 Т6	20	22	—	—	5,0	3	Литые детали, работающие до 250° С
	200	20	—	—	5,0	—	
	300	12	—	—	—	—	
МЛ10 Т6	20	22	—	—	—	—	Литые детали, работающие до 250—300° С
	200	17	—	—	6,0	4	
	300	10	—	—	—	—	
МЛ11 Т6	20	13	—	—	—	3	Литые детали, работающие до 250—300° С
	200	13	—	—	5	—	
	300	10	—	—	—	—	
ВМЛ1	20	19	—	—	9,5 за	4	Литые детали РД и ЛА, работающие до 350—400° С
	300	13,5	—	—	5 ч	—	
	350	6,5	—	—	2,3 за 5 ч	—	

Примечание. Буквенные обозначения термообработки объясняются в конце таблицы «Механические свойства и применение алюминиевых сплавов».

Таблица 3.16

Механические свойства и применение авиационных сталей

Марка стали или сплава и термообработка	Твердость НВ	Механические свойства, кгс/мм ²			Примечание
		σ _B	σ _{0,2}	σ _T	

Сталь углеродистая обыкновенного качества (ГОСТ 380—60)

Ст. 3					Вспомогательные детали, прокладки, простые втул- ки, шайбы, заклепки
Без термообработки	—	38—40	24	16	
Ст. 4					
Без термообработки	—	42—44	26	17	
Ст. 5		50—53	28	19	
Горячекатаная					
Ст. 6	—	50—63	31	22	
Горячекатаная					

Сталь качественная конструкционная (ГОСТ 1050—60)

10 и 10 кп	137	32	19	14	Детали, изготавливаемые холодной посадкой, шайбы, прокладки, стаканы, втулки
Нормализация					

Продолжение табл. 3.16

Марка стали или сплава и термообработка	Твер- дость HB	Механические свой- ства, кгс/мм ²			Применение
		σ_B	$\sigma_{0.2}$	σ_T	
15 и 15А Нормализация	143	38	23	16	Малонагруженные детали простой конфигурации, работающие в условиях трения. Из стали 15А делают заклепки
20 Нормализация	163	42	25	20	Фланцы, муфты, контро- вочные шайбы с отгибаю- щимися лапками. Детали резьбовых соединений: бол- ты, винты, шпильки и гай- ки
25 Нормализация	170	46	28	22	
25 Нагартованная или ка- либрованная (прутки)	—	55	33	19	
35 Горячекатаная	—	54	32	22	Кованые тяги, оси, шай- бы, хомутики, монтажные скобы
40 Нормализация	187	>58	34	23	Детали, обрабатываемые резанием
45 Горячекатаная	245	65	36	25	Детали средних разме- ров, работающие при не- больших скоростях без ударов: шестерни, валы, червячные валы, шлицевые валики, винты, болты, гайки, шпильки. При $\sigma_B =$ $= 140—170$ кгс/мм ² хруп- кая и чувствительная к надрезу
45 Закаленная	285	85	58	41	
45	400—	140—	—	—	
—	480	170	—	—	
50 Горячекатаная	270	>64	38	27	Шестерни и рейки, плун- жеры
70 Горячекатаная	229	73	43	30	Рессоры и грузины
65Г Нагартованная	>229	75—	105	—	Плоские пружины, упор- ные и контрольные шайбы. Пружинные шайбы, спе- циальные пружинящие шайбы
65Г	>441	120	148	—	
Закалка и отпуск		172			

Сталь легированная конструкционная (ГОСТ 4543—61)

15ХА Закалка с 880° С, отпуск при 180° С	200	70	50	—	Шестерни, кулачковые муфты, втулки, червяки, валы, шлицевые валы
20Х Закалка с 880° С, отпуск при 180° С	220	80	65	44	

Продолжение табл. 3.16

Марка стали или сплава и термообработка	Твер- дость HB	Механические свойства, кгс/мм ²			Применение
		σ_B	$\sigma_{0.2}$	σ_T	
38ХА Закалка с 860° С, отпуск при 550° С	270	95	80	—	Втулки воздушных вин- тов, шестерни, болты и шпильки. Малонагружен- ные детали РД
35ХГСА Изотермическая закалка с 880° С	440	165	130	90	Силовые элементы само- лета. Ответственные свар- ные и штампованные де- тали, диски, лопатки, сты- ковые соединения, болты, детали шасси, рычаги, кронштейны
30ХГСНА Закалка с 900° С, отпуск при 200° С	440	165	140	96	
16ХГТА (ЧМТУ 5596—56) Закалка с 790° С, отпуск при 160° С	300	105	75	53	Цементируемые сател- литы. Втулки и другие детали электромеханизма
18ХНВА (МПТУ 2333—49) Закалка с 950° С, отпуск при 160° С	350	120	90	55	Шатуны, ответственные болты, винты, шпильки. Детали вибропрочные. Де- тали РД
18Х2Н4ВА Закалка с 950° С, отпуск при 180° С	330	115	85	51	Валы редукторов. Оси статоров гидромоторов. Ша- туны, ответственные бол- ты, винты. Детали вибро- прочные
40ХНВА Закалка с 850° С, отпуск при 620° С	328	110	95	57	Детали электромеханиз- мов, планетарных передач, РД и штифты
40ХНМА Закалка с 850° С, отпуск при 620° С	325	110	95	62	
38ХМОА Закалка с 940° С отпуск при 640° С	310	100	85	59	Азотируемые силовые детали: шестерни, валики и др. Детали шасси. Болты, работающие на срез, и другие ответственные детали, не имеющие боль- ших концентраторов
ЭИ643 Закалка с 900° С, отпуск при 250° С	—	200	160	—	

Марка стали или сплава и термообработка	Твер- дость HB	Механические свойства, кгс/мм ²			Применение
		σ_B	$\sigma_{0.2}$	σ_T	
40X Закалка с 850° С, отпуск при 500° С	290	100	80	50	Детали, требующие минимальной деформации, повышенной износоустойчивости, червяки, валы редукторов, храповики, сателлиты
50Г2 Закалка с 840° С, отпуск на воздухе	200	75	43	30	Крупные средненагруженные шестерни
30ХГТ Закалка с 850° С, отпуск при 200° С	330	150	130	92	Детали, подвергающиеся большим нагрузкам
40ХН Закалка с 820° С отпуск при 500° С	300	100	80	60	Детали повышенной прочности и пластичности по сравнению со сталью 40Х
12ХН3А Закалка с 860°С, отпуск при 180° С 12Х2Н4А Закалка с 860° С отпуск при 200° С	280 340	95 115	70 95	60 67	Шестерни, пальцы, ролики, оси, валы и другие цементируемые детали. Валы редукторов, ответственные болты и шпильки
37ХН3А Закалка с 820° С, отпуск при 525° С	325	110	90	—	Шестерни, барабаны, втулки винта
20Х2Н4А Закалка с 860° С, отпуск при 180° С	380	130	110	76	Втулки, шестерни, валы, оси
23Х2НВФА Закалка с 890° С, отпуск при 500° С	400	135	118	—	Высоконагруженные сварные узлы и детали, работающие при 500° С
25ХГСА Закалка с 880° С, отпуск при 480° С	330	110	85	—	

Влияние способа заделки трубопроводов в опорах на их надежность

Характер поперечных колебаний прямолинейных и криволинейных участков трубопроводов показан на рис. 3.24.

При этом установлено, что наибольшие напряжения возникают в заделке трубопроводов в ниппельных соединениях или в местах их закрепления отбортовочными колодками. Из рис. 3.24 видно, что в зависимости от характера закрепления трубопровода изменяются и амплитуды напряжений в зоне крепления.

Способы крепления трубопроводов. Жесткое металлическое крепление наиболее неблагоприятно сказывается на величине переменных напряжений в материале трубопроводов, и, наоборот, применение крепления с мягкой амортизацией значительно снижает указанные напряжения. Так, например, применение демпфирующих прокладок снижает напряжения в трубопроводе от 4 до 6 раз. Это необходимо учитывать при обслуживании и замене трубопроводов (следует руководствоваться утвержденной технологией).

Хорошо оправдывают себя прокладки из пористой резины. Демпфирующую прокладку можно изготовить из отрезка резиновой трубы.

Затяжка отбортовочной колодки или хомута не должна быть сильной, так как это может вызвать резонансные колебания участков трубопровода на более высоких возмущающих частотах.

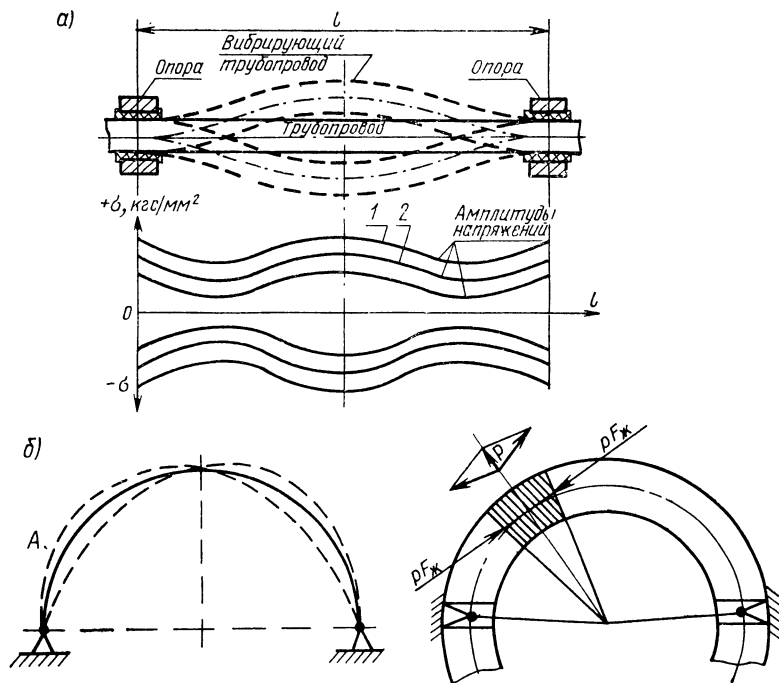


Рис. 3.24. Характер поперечных колебаний и изгибных переменных напряжений в прямолинейном участке отбортованного трубопровода (а)

(1 — амплитуда напряжений в сечениях трубопровода, имеющего жесткие затянутые металлические опоры; 2 — амплитуда напряжений трубопроводов в тех же затянутых опорах, но с резиновыми прокладками); схема основных параметров криволинейного участка трубопровода б (A — колебание с четным числом волн; P — сила, вызванная внутренним давлением жидкости; $E_{ж}$ — площадь поперечного сечения внутренней полости трубопровода; p — давление рабочей жидкости в трубопроводе)

В табл. 3.17 приводятся механические характеристики материалов трубопроводов, в табл. 3.18 — допустимые давления рабочей жидкости и моменты затяжки соединений.

Допускаемые температуры рабочей и окружающей среды соединений трубопроводов в зависимости от марок сталей или сплавов труб и арматуры приведены в табл. 3.19.

Здесь d_y — условный диаметр трубопровода — внутренний номинальный диаметр, по которому ведется расчет жидкостных и газовых систем самолета и обозначается соединительная арматура; D и d — соответственно наружный и внутренний диаметр трубопровода; $p_{исп}$ и $p_{раб}$ — рабочие и испытательные внутренние давления в трубопроводах, кгс/см²; $m_{кр\ мин}$ — минимальные крутящие моменты затяжки соединений трубопроводов, кгс·см.

Т а б л и ц а 3.17

Механические характеристики материалов трубопроводов

Марка материала	Временное сопротивление, кгс/мм ²	Экстраполированный предел текучести, кгс/мм ²	Модуль упругости, кгс/мм ²	Модуль упругости, кгс/мм ²
Д-1М	25	17,5	4,1	7 100
АМгМ	22	14,6	45	7 000
Ст. 20А	40	30	130	21 000
1Х18Н9Т	56	30	194	17 600
М2	21			

Т а б л и ц а 3.18

Допустимые давления рабочей жидкости и моменты затяжки соединений для трубопроводов из различных марок сталей (сплавов)

d_y , мм	Диаметры трубы $D-d$	1АХ18Н9Т		$m_{кр. мин}$	20А		АМгМ		М2	
		$p_{исп}$	$p_{раб}$		$p_{исп}$	$p_{раб}$	$p_{исп}$	$p_{раб}$	$p_{исп}$	$p_{раб}$
2	3—2	—	—	—	—	—	—	—	270	180
3	4—3	—	—	—	400	260	—	—	190	130
4	6—4	820	550	110	540	360	260	170	300	200
6	8—6	600	400	190	390	260	180	120	200	130
8	10—8	460	310	260	300	200	150	100	170	110
10	12—10	380	250	330	250	160	120	80	140	90
12	14—12	320	220	420	200	130	100	70	120	80
14	16—14	250	170	500	180	120	90	60	100	70
16	18—16	220	150	580	160	110	80	50	90	60
18	20—18	200	135	650	140	90	70	45	80	50
20	22—20	180	120	730	130	85	60	40	—	—
22	24—22	160	110	810	120	80	55	35	—	—
25	27—25	150	100	920	100	70	50	30	—	—
28	30—28	130	90	1050	90	60	40	25	—	—
30	33—30	180	120	—	140	90	60	40	—	—
32	35—32	170	110	—	130	85	60	40	—	—
35	38—35	150	100	—	120	80	55	35	—	—

Допустимые температуры рабочей и окружающей среды

500° С	250° С	150° С
Марка стали или сплава трубы		
1Х18Н9Т	20А	АМГМ, М2
Марка стали или сплава арматуры		
Х17Н2—ниппеля; Х17Н2—накидные гайки; 1Х18Н9Т—проходника, угольника, тройника, крестовины	30ХСА—ниппеля; 45—гайки накидной; про- ходника, угольника, трой- ника, крестовины	45—ниппеля; Д1Т и 45—гайки накидной; 45, Д1Т, АҚ6, БРАЖМц 10—3, 1,5—проходника, угольника, тройника, крестовины

Потертости трубопроводов

Потертости являются одним из самых распространенных дефектов трубопроводов (рис. 3.25)

Причины появления указанного дефекта делятся на следующие две основные группы.

Потертости, образующиеся при вынужденных поперечных колебаниях трубопроводов вследствие наличия недопустимо малых зазоров между ними и между трубопроводами и элементами конструкции.

Потертости, образующиеся в местах крепления трубопроводов при их вынужденных поперечных колебаниях вследствие ослабления затяжки отбортовочных колодок или хомутов. При сильной вибрации трубопроводов могут появиться потертости не только на самих трубопроводах, но и на колодках их крепления.

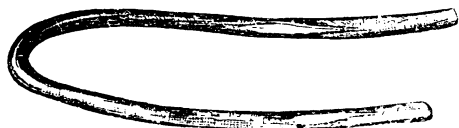


Рис. 3.25. Потертости трубопровода

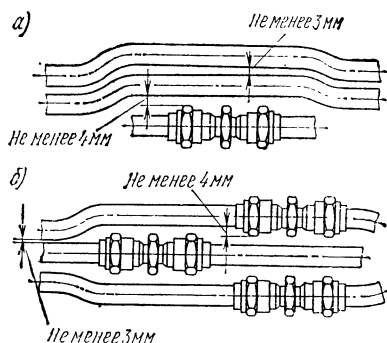


Рис. 3.26. Зазоры между трубопроводами и элементами разъемов:

а — при наличии стыка одного трубопровода; б — при наличии стыка нескольких трубопроводов

Отбортовочные зазоры. В процессе обслуживания трубопроводных систем необходимо следить за тем, чтобы отбортовочные зазоры были не менее следующих величин:

между параллельными участками трубопроводов (рис. 3.26) не менее 3 мм;
между гранью гайки разъема и проходящим трубопроводом не менее 4 мм;
между неподвижными элементами конструкции и трубопроводами: у мест крепления трубопровода (рис. 3.27, а) не менее 3 мм; между опорами (рис. 3.27, б) не менее 4 мм;

между трубопроводами и подвижными элементами конструкции (рис. 3.27, в) не менее 8 мм;

Ослабление затяжки. Потертости в местах крепления трубопроводов образуются как из-за ослабления затяжки отбортовочных колодок или хомутов, так из-за разрушения прокладок, в результате трубопровод приобретает возможность перемещения в радиальном направлении при его вынужденных или резонансных поперечных колебаниях.

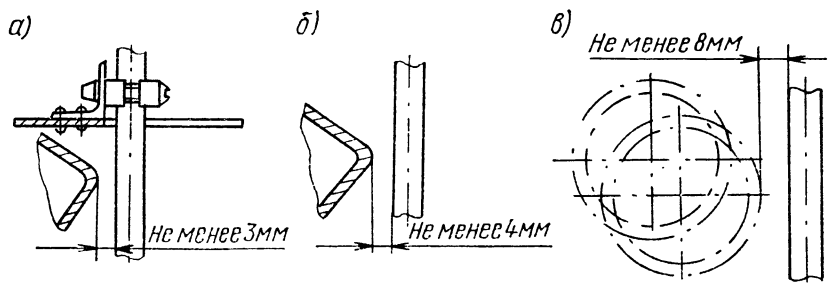


Рис. 3.27. Зазоры между трубопроводами и элементами конструкции:

а — у мест крепления трубопроводов; *б* — между опорами; *в* — зазор между трубопроводами и подвижными элементами конструкции

Поэтому необходимо периодически проверять крепление трубопроводов и если обнаружено ослабление, устранить его подтяжкой отбортовочных колодок (хомутов) или сменой прокладок.

Резонансное разрушение. В случае резонансных колебаний трубопроводов, признаком которых может служить быстрое и систематическое ослабление крепления трубопроводов или разрушение трубопроводов в заделке или вблизи от промежуточных опор, затягивание отбортовочных колодок может оказать отрицательное влияние на работу трубопроводов и привести к их усталостному разрушению. В этом случае рекомендуется устанавливать под трубопроводы эластичные прокладки или переместить точки опоры трубопроводов с целью изменения частот собственных колебаний их участков.

На рис. 3.28 представлены графики частот собственных колебаний некоторых трубопроводов.

Давление рабочей жидкости изменяет частоту собственных колебаний трубопроводов. Так, например, изменение давления рабочей жидкости на 10% вызывает изменение частоты собственных колебаний трубопроводов примерно на 4—5%, при этом с увеличением давления частота уменьшается и наоборот.

Изменение скорости течения рабочей жидкости, как показали исследования, незначительно изменяет частоту собственных колебаний трубопроводов, поэтому ее можно не учитывать.

Принцип безопасного разрушения конструкции летательного аппарата

Резервирование жизненных устройств. В настоящее время все шире при создании новых типов самолетов за рубежом используется принцип «безопасного разрушения» конструкций. В этих конструкциях дублируют многие силовые элементы, узлы, агрегаты и даже системы (гидравлическая, электрическая, уп-

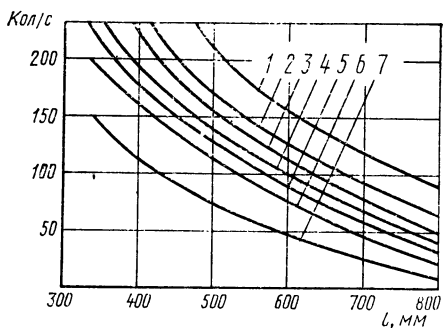


Рис. 3.28. Графики частот собственных колебаний трубопроводов в зависимости от расстояний между опорами *l* и диаметром:

1 — 20×17; 2 — 15×13; 3 — 14×12; 4 — 12×10; 5 — 12×8; 6 — 12×6; 7 — 6×4

равления и др.). Отказ в работе отдельного элемента, агрегата и даже системы не приводит к летному происшествию. Для таких самолетов становится возможным по-иному строить обслуживание и ремонт.

Замена агрегатов по фактическому состоянию. Для 70 агрегатов, находящихся в эксплуатации, не устанавливаются межремонтные ресурсы, а их заменяют по фактическому состоянию, т. е. тогда, когда агрегат или отказал, или не выполняет своих функций. Остальные 30% агрегатов имеют установленные ресурсы до ремонта и заменяются по их отработке (табл. 3.20).

Таблица 3.20

Распределение ресурсов до ремонта агрегатов английского самолета БАК-111

Межремонтный ресурс, часы налета	Менее 3 000	От 3 000 до 5 000	От 5 000 до 10 000	Более 10 000	Замена по фактическому состоянию
Количество агрегатов, %	1,0	1,25	7,5	18,45	71,8

Перспективность метода. Создание конструкций авиационной техники с использованием принципа «безопасного разрушения» и внедрение на этой основе метода замены агрегатов по фактическому состоянию относится к числу перспективных методов, подлежащих изучению и внедрению в практику работы.

НЕКОТОРЫЕ СПРАВОЧНЫЕ СВЕДЕНИЯ И РАЗНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (ГСМ, СТАЛИ И ДРУГИЕ)

1. МЕТАЛЛЫ

Физические свойства металлов

К физическим свойствам металлов относятся: цвет, плотность, плавкость, тепловое расширение, теплопроводность, теплоемкость, электропроводность и способность намагничивания. Эти свойства называются физическими, потому что они обнаруживаются в явлениях, не сопровождающихся изменением химического состава вещества. Металлы остаются неизменными по составу при нагревании, прохождении через них тока или тепла, при их намагничивании.

Физические свойства характеризуются определенными единицами измерения, позволяющими судить, в какой степени металл обладает этими свойствами.

Плотностью называется количество вещества (его масса), содержащееся в единице объема.

Численное значение плотности некоторых металлов приводятся в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Физические свойства основных металлов

Название металла	Химический символ	Плотность г/см ³	Температура плавления, °С	Коэффициент теплового линейного расширения, °С	Удельное электрическое сопротивление, Ом·мм ² /м
Алюминий	Al	2,7	660	0,000 021	0,027
Вольфрам	W	19,3	3200	0,000 004	0,060
Железо	Fe	7,8	1539	0,000 012	0,092
Кобальт	Co	8,9	1480	0,000 012	0,104
Магний	Mg	1,7	651	0,000 026	0,047
Марганец	Mn	7,5	1250	0,000 023	0,044
Медь	Cu	8,9	1083	0,000 017	0,017
Никель	Ni	8,9	1452	0,000 014	0,130
Олово	Sn	7,3	232	0,000 023	0,120
Свинец	Pb	11,4	327	0,000 027	0,100
Сурьма	Sb	6,7	630	0,000 010	0,427
Цинк	Zn	7,1	419	0,000 030	0,600
Хром	Cr	6,9	1700	0,000 008	0,026

Следует иметь в виду, что плотность (и удельный вес) одного и того же металла может оказаться различной в зависимости от способа его получения, характера обработки и от его внутреннего строения.

Плавкостью называется способность металлов расплавляться, т. е. при нагревании переходить в жидкое состояние. Показателем этого свойства является температура плавления.

Теплопроводностью называется свойство металлов проводить тепло при нагревании. Чем лучше металл проводит тепло, тем быстрее и равномернее он нагревается. Теплопроводность металлов имеет большое практическое значение. Если металл обладает низкой теплопроводностью, то для полного прогрева он нуждается в длительном нагревании; при быстром же охлаждении в нем образуются трещины. Лучшими проводниками тепла являются чистые металлы — серебро, медь, алюминий. Сталь обладает значительно меньшей теплопроводностью.

Единицей измерения теплопроводности служит количество тепла, распространяющегося по металлу от места нагрева через единицу площади его поперечного сечения в единицу времени, при изменении температуры на единицу длины и на один градус.

Условная теплопроводность. На практике для сравнения теплопроводности металлов часто пользуются условными единицами.

Если теплопроводность серебра (наилучшего проводника тепла) принять условно за единицу, то теплопроводность других металлов будет выражаться следующими числами:

Медь	0,9	Железо	0,15
Алюминий	0,5	Ртуть	0,02

Из сравнения этих данных видно, что лучшими проводниками тепла являются, серебро, медь, алюминий и что медь проводит тепло примерно в 2 раза лучше чем алюминий, и в 6 раз лучше, чем железо.

Тепловое расширение — свойство металлов расширяться при нагревании. При охлаждении происходит обратное явление.

Коэффициент теплового линейного расширения (α КТЛР). Величина теплового расширения (α) у металлов разная. Чтобы оценить величину изменения длины металла при нагревании или охлаждении, точными приборами определяют изменение длины образца из данного металла и вычисляют, какое удлинение приходится на 1 мм длины при изменении температуры на 1° С. Это удлинение называется КТЛР.

Как видно из данных приведенной выше таблицы, величины КТЛР металлов выражаются столь малыми числами, что как будто практически можно было бы пренебречь. Но следует учесть, что в изделиях больших размеров при значительных колебаниях температуры расширение или сжатие могут оказаться очень заметными.

Коэффициент объемного расширения (β КОР). При расчете теплового расширения объема изделий следует учитывать, что КОР равен утроенному КТЛР, т. е. $\beta = 3\alpha$.

Величина теплового расширения сплавов зависит от их состава. В некоторых случаях, например при изготовлении точных приборов, требуются материалы с наименьшим (близким к нулю) коэффициентом линейного расширения. К числу таких металлов относятся некоторые стали, например: инвар, в состав которого введено до 0,3% углерода и 35—37% никеля; элинвар, содержащий 0,4% углерода, 36% никеля и 8% хрома.

Теплоемкость — способность металла поглощать тепло. Удельная теплоемкость характеризуется количеством тепла в больших калориях, которое необходимо, чтобы повысить температуру 1 кг металла на 1° С.

По сравнению с другими веществами металлы и сплавы имеют небольшую теплоемкость, поэтому для их нагревания требуется небольшое количество тепла.

Электропроводность — способность металла проводить электрический ток.

Металлы обладают различной электропроводимостью. Лучшими проводниками являются те металлы, которые оказывают наименьшее сопротивление прохождению электрического тока.

Удельное электросопротивление. Сравнить электросопротивление различных металлов принято при помощи величин удельного электрического сопротивления, т. е. сопротивления в омах, которое оказывает току проволока из данного металла длиной 1 м и сечении 1 мм².

Лучшими проводниками электрического тока являются металлы с наименьшим сопротивлением — медь, алюминий и т. д.

Факторы электропроводности. Электропроводность металлов при повышении их температуры падает, а при понижении — увеличивается. Сопротивление электрическому току приближается к нулю при охлаждении металла до температуры, близкой к абсолютному нулю (-273°C). Сравнение электропроводности и теплопроводности металлов позволяют сделать вывод, что металлы, хорошо проводящие электрический ток, являются одновременно хорошими проводниками тепла и наоборот.

Магнитность — свойство металла намагничиваться или притягиваться магнитом.

Ферромагниты. Магнитными свойствами обладают железо и его сплавы. Наиболее заметно магнитные свойства выражены у железа, никеля, кобальта и их сплавов, называемых за эти свойства ферромагнитными.

Немагнитные металлы. Иногда в технике требуются материалы, не обладающие магнитными свойствами. Такими немагнитными материалами являются, например, состав стали, в составе которых введено определенное количество никеля и марганца. При введении этих элементов внутреннее строение стали изменяется и в результате этого она получает немагнитные свойства.

Химические свойства металлов

Химическое разрушение. К химическим свойствам относят способность металлов сопротивляться окислению или вступать в соединения с различными веществами: кислородом воздуха, углекислотой, влагой и др. Чем лучше металл вступает в соединение с другими элементами, тем легче он разрушается. Химическое разрушение металлов под действием окружающей среды при обычной температуре называется коррозией металлов.

К химическим свойствам металлов относится также способность их образовывать окалину при нагреве в окислительной атмосфере или растворяться в различных химических активных жидкостях; кислотах, щелочах и др.

Жаростойкость и жароупорность. Металлы, стойкие к окислению при большом нагреве, называются жаростойкими. От жаростойкости следует отличать жароупорность, т. е. способность металлов сохранять в условиях высоких температур свою структуру: не размягчаться и не деформироваться под действием нагрузки.

Сопротивление растворению. Сопротивление металлов коррозии, окалинообразованию и растворению определяется по изменению веса испытуемых образцов на единицу поверхности за единицу времени. Например, кислотоупорность металла (сопротивление растворению в кислотах) определяется по убыли его веса за 1 ч на 1 м^2 поверхности, а сопротивление окалинообразованию по прибыли в весе образцов за счет образования окалины за 1 ч на 1 м^2 поверхности.

Знание химических свойств позволяет правильно выбирать металлы для различных изделий.

Механические свойства металлов и методы их определения

Механическими свойствами называется совокупность свойств, определяющих сопротивление металлов или сплавов воздействию механических усилий, которые могут прилагаться к изделию различными способами.

Факторы механических свойств. Механические свойства зависят от химического состава, структурного строения, внешнего силового воздействия, способов технологической обработки металлов и ряда других факторов. Знание механических свойств очень важно. Оно позволяет оценивать поведение металла под воздействием внешних нагрузок при работе конструкций и деталей машин в эксплуатационных условиях, а также при обработке давлением или резанием.

Испытания по единой методике. Для сравнения численных характеристик механических свойств, полученных в различных лабораториях, необходимо, чтобы механические испытания проводились по единой методике. Эта методика устанавливается для каждого вида испытания государственными общесоюзными стандартами.

Для установления характеристик механических свойств изготавливают из данного материала специальные образцы, которые затем испытывают на различных испытательных машинах. В результате воздействия приложенного усилия в образце возникает деформация, проявляющаяся в изменении размеров и формы.

Упругие и пластичные деформации. Деформация может быть упругой и пластичной. Упругая деформация исчезает после снятия нагрузки, и к испытываемому образцу возвращаются начальные размеры. Пластическая, или остаточная, деформация характеризуется тем, что изменения в металле, полученные при испытании, остаются после снятия нагрузки.

Всякий процесс деформации металла состоит из трех этапов: упругая деформация, пластическая деформация и разрушение. При проведении механических испытаний определяются характеристики как в области упругой, так и в области пластической деформации.

Виды испытаний. В зависимости от способа приложения нагрузки механические испытания делятся на три следующих вида.

Испытания статические — нагрузка на образец остается постоянной в течение длительного времени или постепенно увеличивается в процессе испытания. Наиболее распространенным видом статического испытания является испытание на растяжение. Реже применяются испытания на изгиб, сжатие, кручение и срез.

Испытания динамические — нагрузка на образец возрастает мгновенно и действует в течение незначительного времени, т. е. носит характер удара. Наиболее распространенное из динамических испытаний — испытание на ударную вязкость.

Испытания при повторных или знакопеременных нагрузках — нагрузка на образец многократно изменяется по величине или по величине и направлению. Этот вид испытания получил в настоящее время большое распространение и является одним из важных способов оценки прочности металлов в авиационной технике. К испытаниям этой группы относятся испытания на выносливость или усталость.

Характеристики сопротивления металлов деформации

Предел пропорциональности σ_p — наибольшее напряжение до которого сохраняется линейная зависимость (прямая пропорциональность) между напряжениями и деформацией:

$$\sigma_p = \frac{P_p}{F_0} \text{ МН/м}^2 \text{ (кгс/мм}^2\text{)}.$$

Предел упругости σ_e — напряжение, при котором деформации впервые достигают некоторой малой величины, характеризующейся определенным допуском, установленным техническими условиями (ТУ):

$$\sigma_e = \frac{P_e}{F_0} \text{ МН/м}^2 \text{ (кгс/мм}^2\text{)},$$

где P_e — нагрузка предела упругости;

F_0 — начальная площадь поперечного сечения образца.

Предел текучести σ_T — напряжение, начиная с которого деформация тела происходит почти без всякого дальнейшего увеличения напряжения:

$$\sigma_T = \frac{P_T}{F_0} \text{ МН/м}^2 \text{ (кгс/мм}^2\text{)}.$$

Предел прочности при растяжении σ_B — условное напряжение, которое равно отношению нагрузки, предшествовавшей разрушению образца, к первоначальной площади его сечения:

$$\sigma_B = \frac{P_B}{F_0} \text{ МН/м}^2 \text{ (кгс/мм}^2\text{)}.$$

Предел прочности является обязательной характеристикой в общесоюзных стандартах классификации марок стали.

Показатели пластичности металлов

Показателями пластичности металлов являются относительные удлинение и сужение.

Относительное удлинение δ определяется как отношение приращения длины образца после разрыва к его первоначальной расчетной длине, выраженное в процентах:

$$\delta = \frac{l_1 - l_0}{l_0} 100\%,$$

где l_1 — длина образца после разрыва, мм; l_0 — расчетная (начальная) длина, мм.

Для измерения длины образца после разрыва (l_1) обе части его прикладывают одну к другой возможно плотнее.

Относительное сужение ψ определяется как отношение уменьшения площади поперечного сечения образца после разрыва к первоначальной площади его поперечного сечения, выраженное в процентах:

$$\psi = \frac{F_0 - F_1}{F_0} 100\%,$$

где F_0 — начальная площадь поперечного сечения образца, мм²; F_1 — площадь поперечного сечения образца в месте разрыва, мм².

Относительные удлинение и сужение определяют так называемую статическую вязкость металлов и сплавов.

Титан и его сплавы

Титан — серебристо-белый металл с температурой плавления 1660° С и плотностью 4,5. Технический титан высокой чистоты содержит не более 0,1% примесей (Fe, Mn, Al, C, Si, Ni), имеет невысокую прочность, хорошую пластичность, по свойствам приближаясь к чистому железу; с углеродом он образует очень твердые карбиды титана.

Обработка давлением. Титан удовлетворительно обрабатывается давлением (ковкой, прессованием, прокаткой) и сваривается дуговой сваркой в атмосфере защитных газов. Он имеет высокую стойкость против коррозии в пресной и морской воде и в некоторых кислотах.

Примеси резко повышают прочность титана, одновременно снижая его пластичность.

Изготавливаемый в Советском Союзе технический титан, содержащий до 0,5% примесей, имеет $\sigma_b = 550 \div 750$ МН/м² (55—75 кгс/мм²) и $\delta = 20 \div 25\%$.

Механические свойства. Как конструкционные материалы в авиастроении используют сплавы с ванадием, молибденом, хромом, марганцем, вольфрамом, танталом, ниобием, углеродом, алюминием, оловом. Наибольшее применение имеют сплавы титана с алюминием, хромом, ванадием и углеродом.

Сплавы титана имеют высокие механические свойства: $\sigma_b = 1000 \div 1100$ МН/м² (100—110 кгс/мм²) и $\delta = 10 \div 15\%$, которые можно улучшить термической обработкой и наклепом. Титановые сплавы обладают высокой коррозионной стойкостью в агрессивных средах и жаропрочностью. Например, сплав ВТЗ, содержащий 3% хрома и 5% алюминия, обладает жаропрочностью до 400—500° С. Высокая прочность сплавов в сочетании с коррозионной стойкостью, жаропрочностью и легкостью делает его ценным авиационным материалом.

Критерии закаливаемости и прокаливаемости сталей

При закалке сталей важно знать ее закаливаемость и прокаливаемость. Эти разные характеристики не следует смешивать.

Стали «не принимают» закали. Закаливаемость показывает способность стали к повышению твердости при закалке. Некоторые стали обладают плохой закаливаемостью (т. е. имеют недостаточную твердость после закалки). О та-

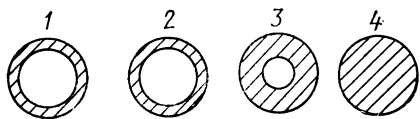


Рис. 4.1. Сравнительная зависимость прокаливаемости от содержания в стали легирующих элементов:

1 — стали низкой прокаливаемости (например, углеродистые); 2 — стали средней прокаливаемости (например, хромистые); 3 — стали повышенной прокаливаемости (например, хромоникелевые); 4 — стали высокой прокаливаемости (например, хромо-марганцевокремниевые и другие сложнолегированные); закаленный слой заштрихован

ких сталях говорят, что они «не принимают» закалку. Для определения закаливаемости стали измеряют твердость поверхности закаленной детали. Чем выше твердость, тем лучше закаливаемость стали.

Закаливаемость стали главным образом зависит от содержания в ней углерода. Это объясняется тем, что твердость мартенсита зависит от степени искажения его кристаллической решетки. Чем меньше в мартенсите углерода, тем меньше будет искажена его кристаллическая решетка и, следовательно, тем ниже будет твердость стали.

Стали, содержащие менее 0,3% углерода, имеют низкую закаливаемость и поэтому, как правило, закалке не подвергаются.

Прокаливаемость стали характеризуется способностью закаливаться на определенную глубину. При закалке поверхность детали охлаждается быстрее, так как она непосредственно соприкасается с охлаждающей жидкостью, отнимающей тепло.

Сердцевина детали охлаждается гораздо медленнее, так как тепло из центральной части передается через массу металла к поверхности и только на поверхности поглощается охлаждающей жидкостью.

Прокаливаемость стали зависит от критической скорости закалки: чем ниже критическая скорость, тем на большую глубину прокаливаются стальные детали.

Поэтому условия, понижающие критическую скорость закалки, увеличивают прокаливаемость стали, а факторы, повышающие критическую скорость закалки, наоборот, уменьшают ее.

Влияние легированности стали на прокаливаемость. Чем выше степень легированности сталей, тем более глубокой прокаливаемостью они обладают (рис. 4.1).

Легирующие элементы в стали влияют на устойчивость мартенсита при отпуске.

Благодаря этому высокая твердость стали сохраняется до температуры 560—600° С, тогда как мартенсит углеродистой стали начинает распадаться при 200—240° С, что снижает твердость стали.

Стали с крупным и мелким природным зерном. Сталь с крупным природным зерном аустенита (крупнозернистая), имеющая низкую критическую скорость закалки, прокаливается на большую глубину, чем сталь с мелким природным зерном аустенита (мелкозернистая), имеющая высокую критическую скорость закалки.

В силу этого крупнозернистую сталь применяют для изготовления деталей, которые должны иметь глубокую или сквозную прокаливаемость, а мелкозернистую с твердой поверхностной закаленной коркой и вязкой незакаленной сердцевиной.

Определение глубины прокаливаемости. Прокаливаемость стали определяют по излому, по микроструктуре и по твердости. Кроме того, в настоящее время для определения прокаливаемости применяют метод торцовой закалки.

Сущность метода. Стандартный образец после нагрева в защитной атмосфере до закалочной температуры подвешивают на кронштейн и струей воды с торца доводят до полного охлаждения.

Затем по длине образца с двух противоположных сторон сошлифовывают лыски на глубину 0,3—0,4 мм и через каждые 1,5 мм вдоль образца замеряют твердость по HRC. Расстояние от торца до участка, на котором твердость соответствует полумартенситной структуре, будет характеризовать прокаливаемость стали.

2. ТОПЛИВА, МАСЛА И СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЖИДКОСТИ

Эксплуатационные характеристики авиабензинов

Стандартом предусмотрены авиабензины следующих сортов:

Б-100/130 — ярко-оранжевого цвета, содержащий ТЭС (тетраэтиловый свинец) до 2,7 гс/кгс, применявшийся на двигателях АШ-73ТК и используемый на некоторых иностранных двигателях;

Б-95/130 — желтого цвета, содержащий ТЭС до 3,3 гс/кгс и предназначенный для двигателей АШ-82В и АШ-82Т;

Б-91/115 — зеленого цвета, содержащий ТЭС до 2,5 гс/кгс и предназначенный для двигателей АШ-62ИР, АИ-26В.

В марках этих бензинов числитель дроби, например 91, указывает нижний предел октанового числа, а знаменатель, например 115, — нижний предел сортности на богатой смеси, допустимый для данного бензина;

Б-70 — бесцветный, с октановым числом не ниже 70, не содержащий ТЭС и предназначенный для двигателей различных модификаций; используется как пусковое топливо для некоторых типов ГТД и в качестве основного топлива специальных газотурбинных установок; применять в них бензины, содержащие ТЭС, нельзя из-за отложений окислов свинца на лопатках турбин. Детонационная стойкость бензина для их работы значения не имеет;

БА — с особо высокой детонационной стойкостью (сортность на бедной смеси не ниже 115 и на богатой смеси не ниже 160), содержащий ТЭС до 3,3 гс/кгс; применяется на некоторых двигателях иностранных марок;

СБ-78 — смесевой бензин с октановым числом не менее 78, содержащий ТЭС не более 0,66 гс/кгс и предназначенный для двигателей АИ-14ВФ; приготавливается смешением бензина Б-70 (75%) бензином Б-91/115 (25%).

Взаимозаменяемость бензинов. Бензин Б-70 вырабатывают путем прямой перегонки нефти. Более низкие сорта приготавливают смешением бензиновых фракций прямой перегонки и каталитического крекинга с высокооктановыми синтетическими компонентами (изопарафиновыми или ароматическими). В целях экономии их применяют только на тех типах двигателей, где они необходимы. Однако при отсутствии установленного сорта можно использовать более высокий, если он содержит не больше (или несущественно больше) ТЭС, чем принято для данного типа двигателя.

Ограничения примесей. В авиабензинах ограничивается содержание веществ, способствующих повышенному образованию отложений, перегреву двигателей и коррозии (смола, непредельных углеводородов, органических кислот); не допускается наличие водорастворимых кислот и щелочей воды, механических примесей. Специфичным для всех авиабензинов является жесткое ограниченное общее содержание серы не более 0,05%. Это связано с тем, что образующаяся из продуктов сгорания кислота может попадать в масло и накапливаться в камере двигателя, что представляет опасность для нестойких против коррозии подшипников из свинцовой бронзы.

Антиобледенительная присадка. Как и топливо для ГТД, авиабензины должны иметь низкую температуру начала кристаллизации (не выше — 60° С). Чтобы предотвратить образование кристаллов льда, в авиабензины может добавляться та же антиобледенительная присадка, что и в топлива для ГТД (в том же количестве). Однако опасность кристаллообразования в бензинах меньше, чем в топливах типа керосин (несмотря на более высокий предел растворимости воды), так как в них кристаллы льда быстро оседают и удаляются с отстоем.

Эксплуатационные характеристики некоторых топлив

Топливо Т-1 — авиакеросин получают из малосернистых нефтей. Оно содержит значительное количество нафтеновых углеводородов и отличается высокой плотностью по сравнению с другими сортами авиакеросина (по техническим нормам плотность при 20° С не ниже 0,800, фактически 0,800—0,830).

Топливо ТС-1 (буквы в его марке означают «топливо сернистое») вырабатывают из урало-волжских сернистых нефтей; имеет меньшую плотность (не ниже

0,775 при 20° С); оно несколько хуже, чем топливо Т-1, по коррозионным свойствам и влиянию на износ топливных насосов двигателей; однако топливо ТС-1 обеспечивает нормальную работу полного ресурса серийных двигателей. Чтобы обеспечить начало кристаллизации топлива ниже — 60° С, фрикционный состав ТС-1 делают более легким.

Топливо Т-7. Топлива ТС-1 и Т-1 (особенно Т-1) обладают недостаточной термической стабильностью. Ввиду этого внедряется новое термостабильное топливо сорта Т-7. Оно вырабатывается из той же нефтяной фракции, что и ТС-1, путем гидроочистки (очистка водородом) от нестабильных и коррозионноактивных примесей. При этом противоизносные свойства топлива ухудшились, а также увеличилась склонность к газовой коррозии камер сгорания.

Унифицированный сорт топлива РТ предназначен для реактивных двигателей дозвуковой авиации и сверхзвуковой авиации с ограниченной продолжительностью полета; получается прямой перегонкой с применением процесса гидроочистки и смещением прямогонных и гидроочищенных компонентов. По нормам фракционного состава топливо РТ соответствует авиакеросинам Т-1, ТС-1 и Т-7. Плотность топлива РТ установлена не ниже 0,775 при 20° С (как для ТС-1 и Т-7), но по требованию потребителей может поставляться топливо РТ с плотностью не ниже 0,8000 с одновременным снижением теплотворности до 10 250 ккал/кг (как у сорта Т-1).

Широкофракционное топливо Т-2 в отличие от Т-1, ТС-1 и Т-7, представляющих собой керосины, имеет широкий фракционный состав — оно является смесью керосина и бензина; может вырабатываться как из малосернистых, так и из сернистых нефтей; по сравнению с керосинами имеет меньшую плотность (не ниже 0,755 при 20° С) и вязкость, худшие противоизносные свойства и более высокое давление насыщенного пара, способствующее возникновению кавитации в топливной системе самолета; по коррозионным свойствам не отличается от ТС-1. Для самолетов, не имеющих наддув основных топливных баков, при работе на Т-2 в случае высокой температуры топлива в жаркую погоду ограничена высота полета.

Топлива с присадками ТП и П. Для улучшения термической стабильности и противоизносных свойств реактивных топлив служат специальные присадки ТП, П и другие, которые вводятся в топлива при их производстве. Соответствующие марки топлив с присадкой обозначаются ТС-1ТП, Т-2ТП, Т-7ТП и ТС-1П, Т-2П, Т-7П. Широкофракционные топлива Т-2ТП и Т-2П по противоизносным свойствам не уступают авиакеросинам и не требуют сокращения срока службы топливных насосов и двигателей (ресурс отсчитывается час за час).

Утяжеленные керосины Т-5 и Т-6. Для сверхзвуковых самолетов предусмотрено гидрированное топливо Т-6 утяжеленного фракционного состава (рис. 4.2). Плотность его при 20° С не менее 0,840. Высокая температура начала кипения (не ниже 195° С) и удаление из него нестабильных и коррозионноактивных

веществ обеспечивает нормальную работу топливной системы самолета и двигателей при длительном сверхзвуковом полете в высотных условиях, при котором топливо нагревается до 100—150° С и выше. Близкое по фракционному составу топливо Т-5, с плотностью при 20° С не менее 0,845, не подвергаемое гидроочистке, резко уступает Т-6 по термостабильности; это топливо пригодно только для кратковременных полетов.

Высокая вязкость топлива Т-6 и Т-5 при отрицательных температурах не позволяет использовать их на тех двигателях, топливная аппаратура которых рассчитана на применение обычных керосинов и широкофракционного топлива.

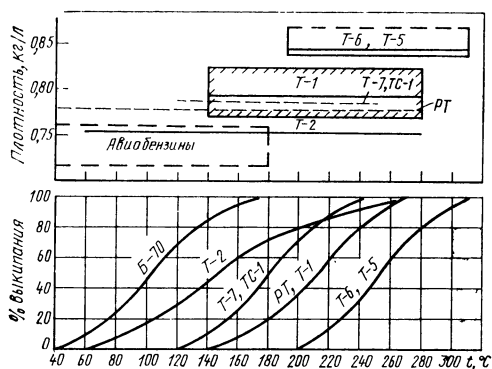


Рис. 4.2. Диапазоны плотности, пределы выкипания и кривые фрикционного состава некоторых топлив

Смешение реактивных топлив различных сортов в резервуарах и запорочных средствах не разрешается, так как это затруднило бы проверку качества топлива: нельзя установить, нормам какого сорта топлива должна отвечать смесь. При дозаправке самолетов можно смешивать в топливных баках любые сорта, допущенные к применению на данном типе самолета.

Зарубежные сорта реактивных топлив

За рубежом применяются следующие сорта реактивных топлив.

Широкофракционное топливо IP-4 или сорт В (марка США), или AVTAC (английская марка), или Aig 3407, (французская марка) с плотностью 0,746—0,797 при 20° С, давлением насыщенного пара 103—160 мм рт. ст. при 38° С, температурой замерзания около —60° С (оно содержит больше бензиновых фракций, чем советское топливо Т-2, и может быть использовано только при фактическом соответствии нормам Т-2 на тех самолетах, где последнее допущено, в том числе по давлению насыщенного пара не выше 100 мм рт. ст.).

Авиакеросин JetA и A1 (марка США) или AVTUR/40, ATF-650 и AVTUR/50, ATF-750, ATK (английские марки) или Aig 3405 (французская марка) с плотностью 0,770 — 0,825, температурой вспышки 43° С, температурой замерзания соответственно —40 и —50° С (пригоден взамен Т-1, ТС-1, Т-7, за исключением районов с более низкой температурой и длительных высотных полетов на дозвуковых скоростях).

Утяжеленный авиакеросин IP-5 (марка США) или AVCAT/40, AVCAT/50 (английская марка) или Aig 3404 (французская марка) и плотностью 0,783—0,841, температурой вспышки не ниже 60° С, температурой замерзания соответственно —40 и —50° С (при фактическом соответствии нормам на топливо Т-6 может быть его заменителем).

Термостабильные авиакеросины IP-6, IP-7, IP-8 появились в последние годы в США для сверхзвуковых самолетов; имеют более высокую температуру кипения и более низкую — конца кипения по сравнению с другими сортами; отличаются лучшей очисткой и наличием присадок.

Таблица разгонки авиатоплив и некоторых углеводородов

В табл. 4.2 приводятся осредненные данные по разгонке авиационных топлив и некоторых углеводородов, входящих в состав современных топлив.

Таблица 4.2

Характеристика по разгонке топлив и некоторых углеводородов

Наименование	Температура, °С				
	начала кипения	выкипания 10%	выкипания 50%	выкипания 90%	конца кипения
Авиабензин Б-70	64	82	102	132	156
Бензол	76	78	78	79	83
Газойль	213	245	289	344	360
Изооктан	95	96	97	98	101
Изопентан технический	24	26	28	30	32
Керосин тракторный	—	180	190	275	300
Топливо Т-1	148	158	197	246	278
Топливо ТС-1	140	153	176	210	232
Топливо Т-2	65	96	165	209	223
Топливо Т-4	55	125	195	250	—
Топливо Т-5	195	225	—	—	—
Топливо Т-6	195	225	—	—	—
Топливо Т-7	150	165	195	230	—
Циклогексан	78	79	80	80	80

Таблица индикаторов, определяющих наличие коррозионных веществ в топливах

Причиной коррозии деталей двигателей в топливных системах может быть наличие в нефтепродуктах остатков кислот или щелочей, попавших туда в процессе переработки нефти. Эти вещества хорошо растворяются в воде и должны быть удалены промывкой нефтепродуктов после их очистки. Минеральные кислоты вызывают интенсивную коррозию стальных деталей, щелочи — коррозию деталей из цветных металлов.

Таблица 4.3

Характеристика индикаторов

Название индикатора	Начальный цвет	Изменение окраски в присутствии	
		кислоты	щелочи
Лакмусовая бумажка	Синий	Краснеет	Остается синей
»	Красный	Остается красной	Синеет
Метилоранж	Желтый	Розовеет	Остается желтым
Фенолфталеин	Бесцветный	Остается бесцветным	В малиновый цвет

Содержание водорастворимых кислот и щелочей определяется при помощи индикаторов по реакции водной вытяжки, которую получают взбалтыванием разных объемов дистиллированной воды и нефтепродукта. В табл. 4.3 приведены наиболее распространенные индикаторы.

Эксплуатационные характеристики антиобледенительных присадок для авиатоплив

Эффективным средством против образования кристаллов льда в авиатопливах являются антиобледенительные присадки — этилцеллозольв (жидкость «И») и некоторые спирты. Они повышают растворимость воды в топливе, не дают ей выпадать из раствора при понижении температуры топлива.

Параметры жидкости «И» и спиртовой. Этилцеллозольв — бесцветная жидкость со слабым эфирным запахом, плотность ее 0,930—0,935 при 20° С. Жидкость — спиртовой основы, бесцветная или слабо-желтая, с более резким запахом, ее плотность 1,05—1,06 при 20° С. Допустимое содержание воды в обеих присадках (до добавки в топливо не более 0,5%). Обводненную присадку применять нельзя, она может внести в топливо избыточную влагу и вызвать образование кристаллов. Обе присадки ядовиты: пары их вызывают головную боль, а попадание в пищеварительный тракт — сильное отравление.

Антиобледенительную присадку добавляют в топливо в количестве 0,1—0,3% (1—3 кгс на тонну топлива) в зависимости от температуры воздуха (у земли): 0,1% при температуре до —15° С; 0,2% при —15÷25° С; 0,3% при температуре ниже —25° С. Она способна удерживать в растворенном состоянии около 4% воды по отношению к своему весу, т. е. до 120 гс в 1 т топлива, когда содержание антиобледенительной присадки 0,3%. Практически количество воды в топливе всегда меньше этой величины.

Действие антикристаллов. Для введения антиобледенительной присадки используются специальные дозаторы. Если в топливе имелись кристаллы льда, то при добавке антиобледенительной присадки и перемешивании в течение 20—30 мин они растворяются. При появлении в емкости водного отстоя антиобледенительная присадка переходит из топлива в воду, так как в воде она растворяется лучше. Содержание ее в топливе определяют с помощью рефрактомера по коэффициенту преломления света водной вытяжкой, приготовленной в делительной воронке. Добавление антиобледенительных жидкостей непосредственно в баки не разрешается. Эффективность добавок, находящихся в топливе, сохраняется до одного года при правильном его хранении.

Самовоспламенение авиатоплив и масел

Самовоспламенение характеризует огнеопасность топлива. Оно происходит при помощи топлива или его паров на сильно нагретую поверхность из разрушившегося топлипровода или при нарушении герметичности.

Температура вспышки показывает взрывоопасную концентрацию паров топлива в смеси с воздухом. Масло на ветоши, соприкасаясь с воздухом, окисляется.

С повышением температуры на каждые 10°C скорость окисления удваивается и может произойти самовозгорание.

Так, например, при температуре 210°C окисление происходит в 2 раза быстрее, чем при 200°C ; при 220°C — в 4 раза быстрее; при 230°C — в 8 раз; при 240°C — в 16 раз, а при 300°C в 1024 раза быстрее, чем при 200°C .

Склонность к самовозгоранию различных масел. Растительные и животные масла больше склонны к окислению, чем минеральные. При обычных температурах воздуха самовозгорание ветоши произойдет только в присутствии растительных или животных масел.

В табл. 4.4 приводятся температуры самовоспламенения различных реактивных топлив.

На рис. 4.3 показан эксперимент — график температур самовозгорания промасленной 4 кгс хлопчатобумажной ветоши, смоченной 250 гс олифы.

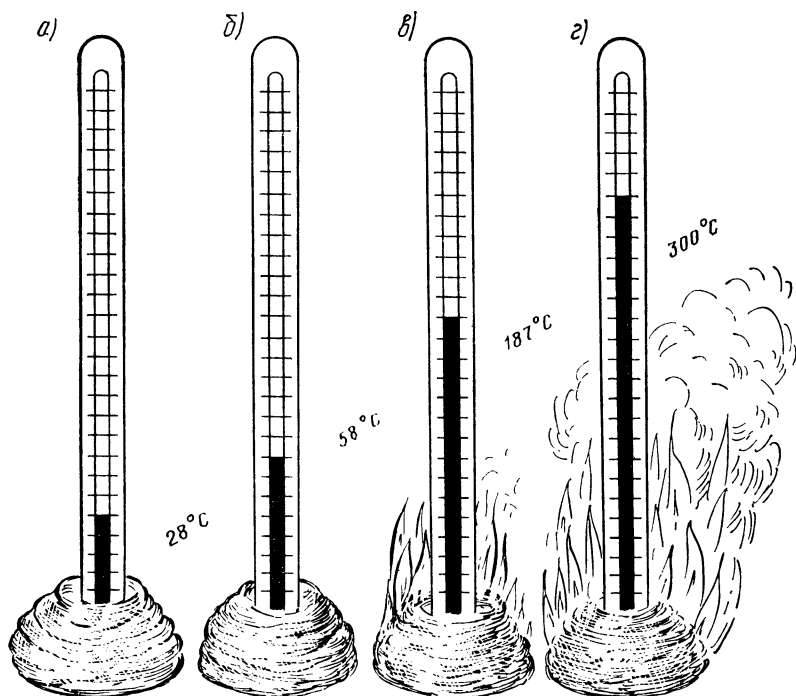


Рис. 4.3. Экспериментальный график температур самовозгорания промасленной 4 кгс хлопчатобумажной ветоши, смоченной 250 гс олифы:

а — исходное положение; б — через 2 ч; в — через 3 ч; г — через 4 ч

Температуры самовоспламенения топлив

Топливо	Температура вспышки, °С	Температура самовоспламенения топлив, °С	Температура нагретой детали, вызывающая воспламенение топлива, °С
Т-1	30	220	325
ТС-1	28	218	325
Т-2	—14	233	330
Б-70	—30	331	430

Смеси нефтяных масел для ТВД

Маслосмеси. Наряду с синтетическими маслами на большинстве ТВД решается с ограничениями по сроку замены нефтяные маслосмеси трех типов: с вязкостью при 100° С в пределах 4,5—8,0 сСт, 6—7 сСт и 9—13 сСт. Ранее они были основным смазочным материалом для ТВД. В этих маслосмесях носителем качеств, необходимых для смазки подшипников роторов ТВД, предполагается маловязкое масло (МК-8, МК-6, МС-6 или трансформаторное), а носителем противоизносных свойств, обеспечивающих нормальную работу редукторов, — высоковязкое масло, получаемое в остаточной фракции мазута, богатой поверхностно-активными веществами (сорта МК-22, МС-20 или МС-20С, предназначенные для ПД).

Масло МН-7,5 достаточно вязкое, удовлетворительно работающее в ТВД при низких температурах, получается в результате загущения маловязкого нефтяного масла высомолекулярным полимером (например, полиметакрилатом, полиизобутиленом). Необходимые противоизносные и другие качества придается ему комплексом присадок. Ввиду дефицитности синтетических масел для ТВД самолетов может применяться загущенное нефтяное масло с присадками, имеющее вязкость не менее 7,5 сСт при 100° С.

Зарубежные сорта масел для ТВД

Синтетические масла. За рубежом для смазки ТВД применяется английское синтетическое полиэфирное масло Turbooil-750 (прежняя его марка Turbooil-35, иногда его обозначают 1—35 Н), содержащее загуститель типа полиметакрилата. Его вязкость не ниже 7,5 сСт, при 99° С. Оно имеет отличные противоизносные характеристики, но недостаточно удовлетворительные пусковые свойства. Аналогичное по вязкостным характеристикам синтетическое масло, состоящее из 66% диоктилсебацата, 28% полиглицолевого эфира и 6% различных присадок выпускается фирмой «Castrol Lmd Castrol-98» или «ОХ-38». Эти масла используются не только на ТВД, их применяют и на некоторых типах ТРД. Выпускается также новое синтетическое масло Extra Turbooil-724 фирма «Esso», отличающееся высокой термоокислотной стабильностью.

Нефтяные масла. Применяются нефтяные масла различной вязкости: английские и американские сорта 1010 или Turbooil-2 (вязкость при 99° С не менее 2,5 сСт), Turbooil-3 (не менее 3,5 сСт), Turbooil-9, (в пределах 8,7—9,3 сСт, сортов 1080 и 1110 (в пределах 19—21 сСт), а также французское масло Air-3512.

Положительность синтетических масел. Расчеты показывают, что синтетические масла для ТВД по сравнению с нефтяными обеспечивают не только эксплуатационные преимущества и надежность, но и выгодны в коммерческом отношении, несмотря на их значительно большую стоимость. Экономия при использовании синтетических масел достигается вследствие увеличения срока службы масла и снижения затрат времени и топлива на подогрев двигателей перед запуском. Кроме того, отработавшее синтетическое масло легко регенерировать.

Синтетические масла для самолетов и вертолетов с ТВД

Синтетическое масло ВНИИ НП-7 (вязкость 7,5—8 сСт при 100° С) применяется на самолетах с ТВД; состоит из диэфирной основы, которая используется при выработке синтетических масел для ТРД, и загустителя-полимера, растворенного в основе. Обладая высокой вязкостью, необходимой для смазки высоконагруженного редуктора ТВД, загущенное масло ВНИИ НП-7 имеет пологую вязкостно-температурную характеристику, свойственную его маловязкой основе. Таким образом, устраняется главный недостаток вязких масел — резкое повышение вязкости при понижении температуры. Это масло обеспечивает холодный запуск ТВД без подогрева до —30 °С. «Размол» вязкостной присадки при длительной работе масел приводит к некоторому снижению вязкости масла.

Единое синтетическое полиэфирное масло Б-3В (вязкость не менее 5 сСт при 100° С) предназначено для вертолетных газотурбинных силовых установок, обеспечивающее смазку двигателя и редуктора. По вязкостным свойствам он является промежуточным между синтетическим маслом, применяемым на самолетах ТВД, и маслами ТРД. Меньшая вязкость этого масла в основном рабочем диапазоне температуры способствует лучшей циркуляции его в зоне смазываемых узлов трения и эффективному их охлаждению.

Масла рассчитаны на работу без замены в течение полного ресурса ТВД, достигающего нескольких тысяч часов. В целях обеспечения стабильности масел и уменьшения воздействия их на детали двигателя при столь длительной работе в составе синтетических масел для ТВД имеются антиокислительная и антикоррозионная присадки. В связи с ядовитостью присадок предусмотрен при работе с маслами целый ряд мер предосторожности, указанных в инструкции.

Характеристики нефтяных масел для ТРД

Масла МС-6, МК-6, МК-8. Для смазки ТРД дозвуковых и околозвуковых самолетов, а также некоторых типов сверхзвуковых самолетов с числом *М* не более 1,5—2 применяются нефтяные маловязкие масла селективной очистки МС-6 кислотной-контактной очистки МК-6 (последнее было ряд лет основным сортом, а в настоящее время применительно к большинству типов двигателей рассматривается как заменитель). Кроме того, в качестве заменителя на некоторых двигателях допускается трансформаторное масло.

Масло МК-8П. На самолетах с ТРД и числом *М*—2, в частности на тех, где в качестве основных сортов предусмотрены синтетические сорта масла, может применяться масло МК-8П (с антиокислительной присадкой); срок службы его ограничивается в зависимости от термонапряженности двигателя.

Вязкость и пусковые свойства. Вязкость масел МК-6 и МС-6 при температуре 50° С должна быть в пределах 6,0—6,3 сСт, а масла МК-8 не менее 8,3 сСт (цифрой в марке перечисленных сортов нефтяных масел обозначается вязкость). Для производства этих масел используются малопарафинистые нефти или делается глубокая депарафинизация. Таким путем достигается низкая температура застывания масел не выше —60° С для МК-6 и не выше —55° С для МК-8 и МС-6. Масла МС-6 и МК-6 имеют лучшие, чем МК-8, пусковые свойства; они близки к пусковым свойствам синтетического масла.

Масла МС-6 и МК-6 обеспечивают возможность запуска двигателя без подогрева до —40° С в течение всего установленного срока службы. Свежее масло

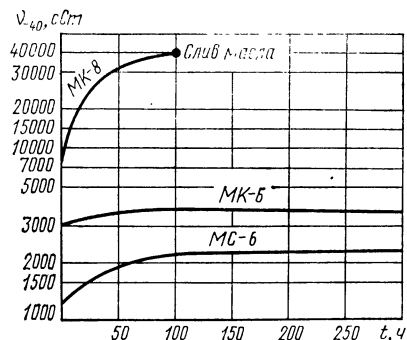


Рис. 4.4. Изменение вязкости при —40° С в процессе длительной работы масел в ТРД (*t*, *г* — продолжительность работы)

МК-8 обеспечивает холодный запуск ТРД до -35°C , а после 100-часовой работы ТРД его вязкость при -40°C возрастает в 4—5 раз из-за испарения легких фракций (рис. 4.4), что вызывает затруднение запуска холодного ТРД уже при -25°C .

Веретенное масло АУ для подвижных сочленений

Веретенное масло АУ используется в подвижных сочленениях шасси и некоторых узлах вооружения; высокоочищенное нефтяное масло с низкой температурой застывания (не выше -45°C), его вязкость 12—14 сСт при 50°C .

Масло МВС для смазки манжет и уплотнений

Масло МВС используется для смазки манжет поршней штоков и уплотнений цилиндров в исполнительных механизмах воздушных систем; типичное загущенное масло, приготовленное аналогично гидромаслу АМГ-10; основой служит высококипящая низкозастывающая керосиновая фракция, а загустителем — винипол, добавляемый в большом количестве (до 25%). Этим обеспечивается сочетание высокой вязкости (70—90 сСт при 50°C) и хороших низкотемпературных свойств (температура застывания не выше -60°C). Масло МВС делает манжеты эластичными, обеспечивает надежную и плавную работу устройств, управляемых сжатым воздухом. Цвет масла МВС красный или розовый.

Природные жиры для резиновых колец и кожаных замков

Растительным касторовым маслом смазываются на вертолетах резиновые кольца опор рулевого (хвостового) винта; вязкость около 130 сСт при 50°C ; температура застывания -16°C ; испаряемость незначительная; отличается особо высокой липкостью.

Рыбий жиром смазываются кожаные замки лопастей несущего винта вертолетов. Рыбий жир представляет собой смесь различных триглицеридов непредельных органических кислот; умягчая кожаные уплотнения, обеспечивает их плотное прилегание.

Антифрикционная смазка ЦИАТИМ-201

Антифрикционная смазка консистентная ЦИАТИМ-201 служит для уменьшения трения и износа в узлах управления самолетом и двигателем, узлах крепления шасси и механизмов его уборки, подшипниках колес и различных электроагрегатов, механизмах вооружения, спецоборудования, приборов; представляет собой продукт загущения маловязкого приборного масла МВП влагостойким, теплостойким литиевым мылом (стеаратом лития) и содержит антиокислительную и одновременно стабилизирующую присадку — дифениламин (3%); цвет смазки желтый; предел прочности при 50°C не менее $2,5\text{ гс/см}^2$; температура каплепадения не ниже 170°C ; диапазон рабочих температур практически от -60°C до $+140^{\circ}\text{C}$, а при длительной работе до $+90^{\circ}\text{C}$.

Синерезис смазки. В связи с низкой вязкостью входящего в нее масла смазка ЦИАТИМ-201 при повышенной температуре склонна к синерезису — выделению жидкого масла. Ее следует хранить в прохладном помещении в мелкой таре, чтобы масло не выжималось под давлением вышележащих слоев смазки (обычная расфасовка по 850 г). Из тонкого слоя смазки (особенно на открытых поверхностях) масло МВП испаряется, смазка высыхает, оставшаяся масса литиевого мыла не обеспечивает нормальной работы трения; этим же обусловлена непригодность работы при температуре выше 90°C . Защитные свойства ЦИАТИМ-201 невысокие — смазка влагопроницаемая.

Эксплуатационные характеристики синтетических масел для ТРД

Термостабильные масла. На высокотемпературных ТРД сверхзвуковых самолетов в качестве основных сортов применяют синтетические диэфирные и полиэфирные масла с антиокислительными и антиизносными присадками.

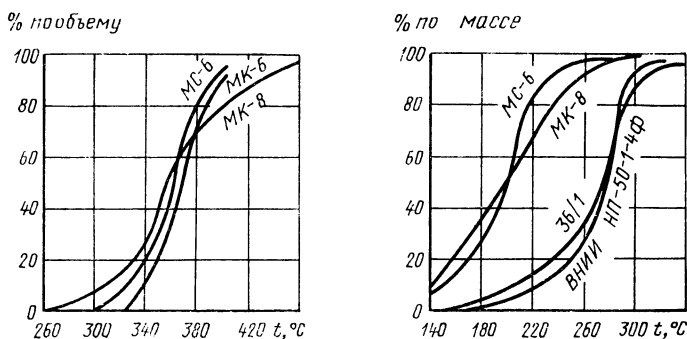


Рис. 4.5. Испаряемость (фракционный состав) некоторых нефтяных синтетических масел (в % по массе и объему) и синтетических масел в зависимости от температуры масла (в °C)

Эти масла лучше нефтяных по вязкостно-температурной характеристике, низкотемпературным свойствам и по смазывающей способности. Они термостабильны и практически не испаряются даже в условиях наиболее теплонапряженных современных двигателей, благодаря чему их можно использовать без замены полного ресурса двигателя.

Диэфирные и полиэфирные масла. Масло ВНИИ НП-50-1-4Ф работоспособно примерно до 175° С, при более высокой температуре оно недостаточно стабильно в тонком слое. Масло 36/1 работоспособно до температуры 200° С, а кратковременно до 250° С.

Вязкость масла ВНИИ НП-50-1-4Ф при 100° С не менее 3,2 сСт, а масла 36/1 не менее 3,5 сСт. Вязкостно-температурная характеристика обоих масел полагая, температура застывания ниже —60° С. Если считать возможность прокрутки ТРД стартером обычной мощности до максимальной вязкости масел 3000—4000 сСт, то они способны обеспечить запуск до —50°С без предварительного подогрева. Изменение вязкости и низкотемпературных свойств после длительной работы незначительно, если не был превышен температурный предел их работоспособности.

Расход синтетических масел благодаря их низкой испаряемости в несколько раз меньше, чем нефтяных. Из данных рис. 4.5 видно, что испарение диэфирного масла в тонком слое практически начинается при такой температуре, при которой нефтяные масла, близкие ему по вязкости в рабочем диапазоне температур, испаряются почти полностью.

Температуростойкая графитная антифрикционная смазка НК-50

Смазка НК-50 с температурой каплепадения не ниже 200° С применяется в подшипниках колес самолетов, где температура при пробеге достигает 160—180° С, и в клапанных механизмах поршневых двигателей: ее также используют как средство против наклепа и пригорания в сильнонагруженных и нагретых шлицевых и резьбовых соединениях; густая, черного цвета с зеленоватым оттенком; состоит из вязкого авиамасла МК-22, натриевого мыла (невлагостойкого, но еще более теплостойкого, чем литиевое) и 0,5% коллоидного, очень тонко измельченного графита. Чешуйки графита обеспечивают высокую прочность смазочной пленки и предохраняют от сухого трения металла о металл при больших нагрузках и высокой температуре. Кратковременно (до нескольких часов) обеспечивается нормальное состояние смазанных ею узлов даже при температуре 400° С.

Недостатки смазки НК-50. Смазка при повышенной влажности набухает, размягчается и сползает с деталей, а при низких температурах затвердевает и скалывается. В связи с этим необходимо систематически наблюдать за узлами

трения, работающими на смазке НК-50, и по мере необходимости возобновлять или заменять ее.

Морозостойкая смесь. Зимой при температуре ниже -25°C вместо чистой смазки НК-50 в подшипниках колес самолетов применяют более морозостойкую смесь смазок НК-50 и ЦИАТИМ-201 в соотношении 3 : 1 (этот состав имеет предел прочности ниже, чем предел прочности чистой ЦИАТИМ-201). Перед смешением разрешается нагревать смазки до температуры не выше 60°C . Смазку НК-50 и смесь ее со смазкой ЦИАТИМ-201 хранят в герметической таре в сухом помещении; содержание воды в смазке не должно превышать 0,3%.

Антифрикционные смазки противоизносного действия

Смазка 1-13 — желтого или коричневого цвета, используется для подшипников поворотных лопастей воздушного винта изменяемого шага, испытывающих высокие удельные давления; состоит из нефтяного масла средней вязкости, загущенного кальциево-натриевым мылом, приготовленным на основе касторового масла; отличается способностью хорошо прилипать к металлу; температура каплепадения не ниже 120°C , максимальная рабочая температура $100-110^{\circ}\text{C}$; при низкой температуре работоспособна примерно до -40°C ; по влагостойкости из-за наличия и натриевого мыла уступает литиевым и чисто кальциевым смазкам.

Смазка ЦИАТИМ-203 — темно-коричневого цвета, применяется для узлов крепления ротора вертолетов, где удельное давление еще выше; обладает не только высокой прочностью граничной смазочной пленки, но и химической активностью, предохраняющей металл от задира; готовится на основе трансформаторного масла, предварительно загущенного виниполом. Загустителем же самой смазки является более липкое литиевое мыло, приготовленное на основе осерненного кашалотового жира и осерненных нафтенowych кислот. Температура каплепадения смазки не ниже 150°C . Противоизносные свойства смазки, кроме серы (ее должно быть не менее 0,2%), обеспечиваются присадкой трифенилфосфата (0,5%). По коллоидной стабильности смазка ЦИАТИМ-203 лучше, чем ЦИАТИМ-201, вследствие меньшей подвижности жидкой фазы, но вязкость ее при низкой температуре выше.

Металлоплакирующая смазка. Сильно нагруженные узлы, совершающие возвратно-поступательное движение, меньше изнашиваются при использовании металлоплакирующих смазок, содержащих металлическую пудру (например, смазка ЦИАТИМ-203 с добавкой 10% свинцового порошка и др.). Они наволакивают защитное покрытие и выбирают люфты, образующиеся в результате износа основного материала. Свинцовый порошок в составе смазки наиболее эффективен при трении стали по бронзе, бронзовый порошок — при трении стали по стали.

Смазка ЦИАТИМ-208 — темно-коричневого цвета, применяется в высоконагруженных редукторах и червячных механизмах рулевого привода и уборки шасси тяжелых самолетов; при положительных температурах представляет вязкую жидкость, а при отрицательных имеет обычную консистенцию пластичных смазок; состоит из смеси неочищенных нефтяных масел с загустителем — кальциевым мылом осерненных нафтенowych кислот и окисленного петролатума; все компоненты обладают высокой липкостью, а содержащаяся в ней сера является главным ее носителем противоизносных свойств. Смазка ЦИАТИМ-208 работоспособна в интервале температур от -40 до $+100^{\circ}\text{C}$.

Графитная смазка УСса применяется в приводе авиационных стартер-генераторов, узлах подвески двигателей, а также для смазки тросов в гибкой оболочке; она представляет собой продукт загущения нефтяного масла повышенной вязкости кальциевым мылом и 10% чешуйчатого графита; из-за низкой теплоустойчивости кальциевого мыла максимальная рабочая температура порядка 65°C (температура каплепадения не ниже 77°C); пригодна только для грубых механизмов, так как содержащиеся в чешуйчатом графите механические примеси вызывают значительный износ смазываемых узлов.

Антифрикционная смазка для агрессивной среды

Особые смазки предназначаются для высокоскоростных узлов трения, работающих в контакте с агрессивными компонентами. Их готовят из синтетических масел — диэфирных, фторуглеродных или фторхлоруглеродных. Так, например, мягкая, малоподвижная смазка ВНИИ НП-223 на основе диоктилсебацата, загущенная натриевым мылом и нитритом натрия, обеспечивает смазывание подшипников качения с числом оборотов в минуту до 60 000. Температура каплепадения ее не ниже 175° С; смазка ядовита.

Уплотнительная и герметизирующая смазка БУ

Для уплотнения и герметизации соединений и кранов топливной, масляной и гидравлической систем применяется бензиностойкая уплотнительная смазка БУ. Она состоит из окисленного касторового масла и цинкового мыла, приготовленного на касторовом масле, а также небольшого количества глицерина (4%). Смазка эта не растворяется углеводородами и хорошо прилипает к металлу; низкоплавкая (температура каплепадения 55° С). Зимой смазка БУ загустевает, перед нанесением ее рекомендуется разбавлять спиртом (до 25%).

Уплотнительная смазка МГС

Для уплотнения кранов, сальников и резьбовых соединений противообледенительной системы и других устройств, в которых находится спирт, глицерин или вода, применяется смазка МГС серого цвета. Она состоит из трансформаторного масла и бариевого мыла, не растворимого в воде и других полярных жидкостях. Температура ее каплепадения 110° С, она более мягкая, чем БУ, и не стойка к воздействию топлив и масел.

Смазка ЦИАТИМ-205 для резьбовых соединений

Для резьбовых соединений трубопроводов и арматуры, контактирующих с агрессивными компонентами, используется смазка ЦИАТИМ-205, приготовляемая из нефтяных масел высшей очистки (вазелинового, медицинского и парфюмерного) и церезина (43—47%). Она предохраняет соединения и краны от спекания. Смазка относительно низкоплавкая (температура каплепадения 65° С), белая или светло-кремовая, отличается особой влагонепроницаемостью (при одинаковой толщине слоя она пропускает примерно в 100 раз меньше влаги, чем смазка ЦИАТИМ-201).

Кремнийорганическое масло для резиновых деталей

Для смазки резиновых деталей, трущихся о металл, в воздушных системах используется смазка № 6 — полисилоксановая жидкость высокой вязкости (200—275 сСт при 20°С), бесцветная или слабо-желтая. Только кремнийорганическое масло может при такой вязкости иметь хорошие низкотемпературные свойства — смазка № 6 имеет температуру застывания ниже —70° С, а при температуре —60° С обладает значительно меньшей вязкостью, чем нефтяные и синтетические масла двигателей (не более 15 000 сСт). Она практически не испаряется при работе. Смачивая резину, смазка не оказывает на нее вредного воздействия. На стали она не образует граничной смазывающей пленки.

Гипоидные масла для редукторов и валов трансмиссий вертолетов

Для смазки редукторов и валов трансмиссий вертолетов применяются гипоидные масла, представляющие собой смесь смолки и маловязкого дистиллята (веретенного с добавкой 0,5% депрессатора-присадки, понижающей температуру застывания и улучшающей текучесть при низких температурах.

Основные свойства гипoidных масел (ГОСТ 4003—53)

Показатель	Норма
Вязкость при 100° С, сСт	20,5—32,4
Температура застывания, °С, не выше	—20
Содержание:	
серы, %, не менее	1,5
водорастворимых кислот и щелочей	Отсутствуют
механических примесей, %, не более	0,1
воды	Отсутствует
Испытание на коррозию	Выдерживает

Гипoidные масла (табл. 4.5) содержат 1,5—3,5% серы. Они хорошо предотвращают схватывание металлов при высоких нагрузках, но повышают окислительный износ зубьев шестерен. Это объясняется тем, что образующиеся в процессе трения пленки, предотвращающие схватывание, легко отслаиваются и уносятся маслом.

Эксплуатационные характеристики масла АМГ-10

Для гидравлических систем авиационной техники, в которых уплотнительные детали и шланги изготовлены из маслостойкой резины, в качестве рабочей жидкости применяется масло АМГ-10 (авиационное масло гидравлическое с вязкостью не менее 10 сСт при температуре 50° С по ГОСТ 6794—53).

Масло АМГ-10 (табл. 4.6) является легким нефтяным маслом с пределами кипения от 200 до 300° С, в которое добавлены загуститель для повышения вязкости, противоокислитель для предотвращения окисления при хранении и эксплуатации, краситель, окрашивающий масло с целью его опознавания и обнаружения подтеканий в системе.

Свойства масла АМГ-10. Оно стабильно при эксплуатации и хранении, не вызывает коррозии металлов, не ядовито; будучи нагретым до температуры выше 92° С вспыхивает при соприкосновении с пламенем; способно смешиваться в любых соотношениях с нефтепродуктами.

Агрессивность масла. Попадание бензина и керосина в гидравлическую систему вызывает разжижение масла, что может привести к увеличению течи и образованию паровых пробок в системе, а также к увеличению пожароопасности; примесь бензина и керосина (до 10%) в масле АМГ-10 увеличивает его агрессивность по отношению к резиновым деталям; оно не смешивается с водой, спиртом и спирто-глицериновыми жидкостями, а при попадании в него последних резко ухудшается вязкость при низких температурах и снижается стабильность, образуются паровые пробки, увеличивается течь и снижается температура воспламенения.

Примесь воды способствует закупориванию трубопроводов и агрегатов гидравлических систем кристаллами льда при низких температурах и является причиной коррозии.

Хранят масло АМГ-10 в заводской таре не более двух лет. При более длительном хранении из него выпадают смолы.

Физико-химические показатели масла АМГ-10

Показатели	Характеристики
Внешний вид и цвет	Прозрачное красного цвета, без следов воды и механических примесей
Плотность при 20° С, не более, г/см ³	0,850
Температура начала кипения, °С	Не ниже 200
Вязкость кинематическая, сСт:	
при температуре +70° С	Около 7
То же +50° С	Не менее 10
» +20° С	Около 21
» — 0° С	Около 42
» —40° С	Около 450
» —50° С	Не более 1250
» —60° С	Около 3600
Температура застывания, °С	Не выше—70
» вспышки, определяемая в открытом тигле, °С	Не ниже 92
Содержание водорастворимых кислот и щелочей	Отсутствуют
Реакция: кислотное число на 1 г масла, мг КОН	Не более 0,05
Содержание механических примесей	Отсутствуют
» воды	»
Качество пленки масла после нагревания его при 65±1° С в течение 4 ч	Пленка не должна быть твердой и липкой по всей поверхности пластинки
Весовой показатель коррозии при испытании металлических пластинок при 100° С в течение 168 ч	Изменение веса металлических пластинок из стали 30ХГСА, меди М1, алюминиевого сплава Д16А—ТВ и магниевое сплава МЛ5 допускается не более 0,1 мг на 1 см ² поверхности каждого металла
Стабильность при температуре 100° С в течение 168 ч:	
вязкость кинематическая после окисления, сСт:	
при +50° С, не менее	9,5
при —50° С не более	1500
кислотное число после окисления на 1 г масла, мг КОН	Не более 0,15
Испытание на медной пластинке при 70±2° С в течение 24 ч	Выдерживает

Примечание. Жидкость пригодна для применения в открытых гидросистемах в диапазоне температур от —60 до +150° С и в закрытых системах (или системах, заполненных азотом) от —60 до +175°С; при более высоких температурах она вступает в реакцию с кислородом воздуха и разлагается с выделением смолистых осадков, мешающих нормальному функционированию гидросистемы.

Потеря минеральными маслами эксплуатационных свойств

Ухудшение качества масел в процессе эксплуатации происходит вследствие механического и химического воздействий: мятня их в условиях работы под высоким давлением, окисления в результате контакта с воздухом, эмульсирования и вспенивания при попадании в них воздуха и влаги.

Мятня масел и «размалывание» загустителя. Вязкость масел при длительной работе, дросселировании с большим перепадом давлений и при смазке под давлением трущихся пар с высокой удельной нагрузкой значительно понижается, ухудшаются также его смазывающие свойства.

Длинные углеводородистые цепочки вязкостных добавок при длительном мятни и многократном продавливании гидравлической жидкости под высоким давлением через малые зазоры разрушаются, происходит процесс «размалывания» загустителя, в результате чего вязкость жидкости может с течением времени уменьшиться до недопустимого значения. Например, отмечены случаи, когда гидравлические жидкости за 400 ч работы насоса на испытательном стенде, нагружение которого осуществлялось дросселированием жидкости до 200 кгс/см^2 , на 50% снизили свою вязкость. В связи с этим допустимое изменение вязкости масла в процессе эксплуатации в большинстве стран составляет не более 20% первоначальной вязкости.

Окисление (старение) масел. Важным качеством масла является его химическая стабильность или стойкость против старения, под которым понимаются химические и механические изменения, происходящие в масле в присутствии кислорода. Этому способствует повышенная температура, наличие металлов и разных механических примесей.

В результате старения (окисления) из масла выпадают отложения в виде смол, а также понижается его вязкость и смазывающие качества. При окислении масел на рабочих поверхностях подвижных деталей образуется тонкий твердый налет, который в условиях высоких температур и при перемещениях деталей разрушает резиновые уплотнения.

Интенсивность окисления масла повышается с ростом температуры на поверхности его контакта с воздухом. Например, при повышении температуры на 10°C интенсивность окисления масла практически удваивается. Поэтому для уменьшения окисления максимальная температура масла не должна превышать 80°C .

Процесс окисления происходит в масляном баке системы, где в результате движения масла и пенообразования создаются благоприятные условия контакта масла с кислородом воздуха.

Для предупреждения окислительного контакта а применяют наддув баков инертным газом, а также баки с механическим разделением воздушной и жидкостной сред. Перед наддувом из системы и гидравлической жидкости удаляют кислород путем выдерживания жидкости в течение некоторого времени в вакууме.

Катализаторами процесса окисления масла являются различные механические загрязнители и вода. Окисление масла протекает тем интенсивнее, чем более возмущенным является его состояние. В эксплуатации рекомендуется перед началом летней и зимней работы проверять кондиционность жидкости АМГ-10 лабораторным анализом. Для этого сливают из гидросистемы каждого самолета 0,5 л жидкости. Результаты проверки записывают в формуляр. Нельзя оставлять гидросистему недозаправленной маслом до нормы, необходимо периодически очищать фильтры от посторонних частиц.

Жидкости, удаляющие обмерзания с авиационной техники

При температурах окружающего воздуха около 0°C лед или примерзший снег с поверхности авиационной техники удаляют, обливая его теплой $50\text{--}60^\circ \text{C}$ водой, а при более низких температурах — смесью воды с жидкостью ЭАФ (эфироальдегидная фракция). Состав этой жидкости приведен в табл. 4.7.

Рекомендуемый состав смеси жидкости ЭАФ с водой в зависимости от температуры окружающего воздуха приведен в табл. 4.8.

Таблица 4.7

Компоненты жидкости ЭАФ

Компонент	Содержание, % (по объему)	Компонент	Содержание, % (по объему)
Спирт этиловый	92—94	Спирт метиловый	1,0—1,15
Альдегиды	0,35—0,5	Сивушные масла	2,9—3,1
Эфиры	1,8—3,0	Кислоты	0,02—0,1

Таблица 4.8

Компоненты смеси жидкости ЭАФ с водой

Компонент	Состав смеси жидкости ЭАФ в зависимости от температуры окружающего воздуха (°С)			
	от 0 до—10	от—10 до —15	от—15 до —25	от—25 до —30
Вода	3/4	2/3	1/2	1/3
Жидкость ЭАФ	1/4	1/3	1/2	2/3

Увеличение концентрации жидкости ЭАФ в воде приводит к понижению ее температуры замерзания. Рационально выбранный состав низкотемпературной жидкости, подогретой до температуры 50—60° С, обеспечивает удаление любых ледяных отложений.

Агрессивность жидкости ЭАФ. К недостаткам жидкости ЭАФ относится неблагоприятное воздействие ее на лакокрасочное покрытие авиационной техники и возможность образования на обработанной поверхности кристаллов льда после испарения жидкости.

Противообледенительная смесь «ЗА» представляет собой 52%-ный раствор этиленгликоля в воде с добавкой небольших количеств смачивателя типа ОП-7 или ОП-10 и антикоррозионной присадки двухзамещенного фосфорнокислого натрия. Смесь «ЗА» обеспечивает эффективное удаление льда, предохраняет поверхность от обмерзания в течение нескольких часов после окончания обработки и не оказывает заметного влияния на лакокрасочное покрытие.

Для предупреждения обмерзания авиатехники на земле применяют жидкость ЭАФ с добавкой к ней 5% бензина Б-70 и 0,001 г зеленого кислотного красителя на 1 л жидкости. Технические характеристики жидкости ЭАФ приведены в табл. 4.9.

Прежде чем наносить жидкость на поверхность авиатехники, удаляют образовавшийся лед, затем поверхность опрыскивают жидкостью с водой. При правильном обращении жидкость ЭАФ безвредна для здоровья человека (если не попадает внутрь).

Таблица 4.9

Технические нормы на жидкость ЭАФ

Цвет и прозрачность	Концентрация %, не ниже	Температура, °С		Вязкость (сСт) при температуре (°С)		
		кипения	замерзания	0	—10	—50
Желтоватый, прозрачный	92	76—79	—70	3,02	3,86	8,30

Антиобледенительные жидкости для летательных аппаратов

Характеристика обледенения. В полете при отрицательных температурах в условиях высокой влажности атмосферы взвешенные в ней переохлажденные капли (их температура может быть значительно ниже 0°C , до -20°C и даже до -40°C) при соприкосновении с поверхностью летательного аппарата мгновенно кристаллизуются и прилипают к ней — аппарат обледеневаает. Обледенение может также происходить при попадании сильно охлажденного, например, самолета в зону теплого воздуха (в результате конденсации паров и образования инея).

Одним из способов борьбы с обледенением летательных аппаратов является подача антиобледенительной жидкости на участки, обледенение которых представляет наибольшую опасность или идет наиболее интенсивно (стекла кабин, лопасти несущего винта вертолета). Жидкость поступает к защищаемым деталям через мелкие отверстия в специально подведенных трубках, куда она подается электронасосом. Расход ее составляет несколько литров в час.

Главные требования к антиобледенительной жидкости: низкая температура замерзания как в натуральном виде, так и в смеси с водой; способность легко растворять лед и воду, хорошо смачивать поверхности металла и стекла; достаточная подвижность при низких температурах.

Этиловый спирт. В качестве антиобледенительной жидкости преимущественно для стекол кабины используется ректификованный этиловый спирт — прозрачный, бесцветный, отличается очень низкой температурой замерзания (-114°C). Смеси его также не замерзают при достаточно низких температурах. Спирт хорошо смачивает металл и стекло, обеспечивая образование на них тонкой поверхностной пленки; хорошо растворяет лед; стабилен; не загрязняет стекло кабин. В процессе образования спиртового раствора возникают электростатические связи между полярными молекулами спирта и воды. При этом выделяется тепло, раствор нагревается, объем его уменьшается. Так, например если смешать 60 л безводного спирта с 40 л воды, то после охлаждения до температуры 20°C будет не 100 л, а лишь 93,31 л (на 6,69 л меньше).

Ректификованный спирт, используемый в качестве антиобледенительной жидкости, содержит по объему 95,5—96,0% безводного спирта.

Основным недостатком ректификованного спирта является коррозионная активность (особенно в отношении цинка и алюминия). Так, например, если бачки и другие элементы спиртовой системы сделать из алюминиевых сплавов, то при взаимодействии со спиртом образуется студенистая масса (алкоголята металлов), забивающая систему. По отношению к стали, железу спирт пассивен. Другим недостатком спирта является его огнеопасность. Кроме того, спирт быстро испаряется; в момент выхода из отверстий из-за малой вязкости легко сдувается потоком воздуха. Этим затрудняется его использование при борьбе с обледенением лопастей воздушных винтов.

Спирто-глицериновая смесь. На вертолетах в качестве антиобледенительной жидкости для несущего винта применяют смесь 85% ректификованного спирта и 15% глицерина; плотность ее равна 0,8676. Смесь отличается от спирта более высокой вязкостью и медленнее испаряется. Благодаря этому она лучше покрывает лопасти ротора вертолета. Температура замерзания этой жидкости не выше -70°C . Однако глицерин, окисляясь, может выделять кристаллы, забивая отверстия.

Абсолютный (100%) этиловый спирт кипит при 78°C ; плотность его составляет 0,789.

Моющие жидкости для очистки наружных и внутренних поверхностей летательных аппаратов

Для очистки наружных и внутренних поверхностей летательных аппаратов от копоти и грунтовых загрязнений, деталей от маслянистых и нагарообразных отложений применяют следующие моющие жидкости.

Жидкость 1 (35% этиленгликоля, 64,25% воды, 0,50% оленовой кислоты, 0,25% моноэтаноламина) применяется в подогретом до $60-70^{\circ}\text{C}$ в виде для

очистки наружных поверхностей от грунтовых загрязнений и копоти при температурах наружного воздуха от 0 до -10°C .

Жидкость 2 (50% ЭАФ, 49,25% воды, 0,50% олеиновой кислоты, 0,25 моноэтаноламина) применяется для очистки наружных поверхностей при температурах воздуха от -10 до -25°C .

Жидкость 3 (75% ЭАФ, 24,25% воды, 0,50% олеиновой кислоты, 0,25% моноэтаноламина) применяется для очистки наружных поверхностей при температурах воздуха от -25 до -45°C .

Жидкость 4 (97% воды, 25% олеиновой кислоты, 1% моноэтаноламина) применяется для мойки летательных аппаратов при положительных температурах воздуха.

Жидкость 5 (95% воды, 5% жидкости «Прогресс») применяется для очистки внутренних поверхностей.

Жидкость 6 (99% бензина Б-70, 1% МК-8) применяется для очистки масляных загрязнений поверхностей летательных аппаратов.

Жидкость 7 (уайт-спирит ГОСТ 3134-52) применяется для мойки винтомоторных установок.

Фенольный каменноугольный креолин применяется для промывки воздушных масляных радиаторов от смолистых отложений.

Растворитель РДВ применяется для очистки деталей от маслянистых загрязнений и лакокрасочных покрытий при ремонте.

Термоиндикаторные краски для контроля температуры авиаколес

В результате интенсивного торможения возможен перегрев авиаколес до температуры $140-150^{\circ}\text{C}$, при которой происходит снижение прочности тормозных камер, но при последующем охлаждении прочность камер восстанавливается. Допускаемая температура нагрева камер в каждом конкретном случае указывается в паспорте камеры.

Температуру деталей авиаколес в эксплуатации контролируют термоиндикаторными красками № 30, 40 и 50, изменяющими свой цвет при достижении предельной температуры.

Краски наносят в доступном для наблюдения месте на наружную обезжиренную бензином Б-70 поверхность реборды с переходом на поверхность шины в виде радиальной полоски размером 50×10 мм. Расход краски на одно колесо составляет 0,3—0,4 г. Ниже приводятся характеристики термоиндикаторных красок (табл. 4.10).

Т а б л и ц а 4.10

Характеристики термоиндикаторных красок

Марка краски	Температура измерения цвета, $^{\circ}\text{C}$	Цвета краски	
		до нагрева	после нагрева
№ 30	130	Желтый	Оранжевый
№ 40	150	Светло-фиолетовый	Серый
№ 50	110	Светло-розовый	Фиолетовый

Растворителем для термоиндикаторных красок № 30 и 50 является этиловый спирт. Краски хранят в закрытом сосуде и сухом помещении при температуре не выше 30°C , защищенными от солнечных лучей.

Через 15—18 посадок самолета остатки термоиндикаторной краски удаляют ветошью, смоченной в спирте или ацетоне, а затем на это же место наносят новую.

После длительного перерыва в полетах краску также заменяют новой, если она имеет отставание или растрескивание.

3. РАЗЛИЧНЫЕ СПРАВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Коэффициенты сухого трения некоторых материалов

При сухом трении между трущимися поверхностями нет никакой смазки. Сила сухого трения прямо пропорциональна давлению между трущимися поверхностями и выражается формулой

$$F = f N,$$

где F — сила сухого трения; N — нормальное давление; f — коэффициент сухого трения, величина которого зависит от материала и состояния трущихся поверхностей (табл. 4.11).

Таблица 4.11

Коэффициенты сухого трения

Материал	Коэффициент статического трения несмазанных поверхностей						
	Твердая сталь	Мягкая сталь	Медь	Алюминий	Стекло	Олово	Свинец
Твердая сталь	0,39	0,41	0,55	0,65	0,61	0,79	1,96
Медь	0,55	0,53	0,60	0,70	0,68	0,86	1,95
Алюминий	0,65	0,61	0,70	0,94	0,85	0,91	2,00
Стекло	0,61	0,72	0,68	0,85	0,94	0,94	2,42
Олово	0,79	0,79	0,86	0,91	0,94	1,11	2,25
Свинец	1,96	1,93	1,95	2,00	2,42	2,25	3,31

Коэффициенты трения для разных видов контактов

Полужидкостное (или полусухое) трение возникает в том случае, когда масляный слой между трущимися деталями частично разрушен и вследствие этого в отдельных местах соприкосновения деталей появляется граничное или сухое трение.

Граничное (или молекулярное) трение бывает тогда, когда трущиеся твердые тела разделены тончайшим (толщиной в одну или в две молекулы) слоем смазки, находящимся под действием молекулярных сил металла. Законы трения при граничной смазке отличаются от законов сухого и жидкостного трения.

Пределы коэффициентов трения для различных видов трения даны в табл. 4.12.

Таблица 4.12

Коэффициенты трения для различных видов трения

Вид трения	Коэффициент трения	Вид трения	Коэффициент трения
Трение скольжения: сухое граничное жидкостное и полужидкостное	0,1—3,0 0,01—0,1 0,001—0,01	Трение качения подшипников: шариковых роликовых	0,001—0,003 0,002—0,007

Примечание. Для надежной работы трущихся деталей применяют смазку, предохраняющую детали от сухого трения и повышенного износа, а также обеспечивающую отвод тепла, которое выделяется при трении.

Перевод скорости из километров в час в метры в секунду и наоборот

При переводе пользуются формулами. $1 \text{ км/ч} = \frac{1000}{3600} = 0,277 \text{ м/с}$;

$$1 \text{ м/с} = \frac{1}{1000} : \frac{1}{3600} = \frac{3600}{1000} = 3,6 \text{ км/ч}.$$

Этот перевод можно осуществлять с помощью табл. 4.13.

Таблица 4.13

Соотношение скорости в км/ч и в м/с

км/ч	м/с	км/ч	м/с	км/ч	м/с	км/ч	м/с
1	0,3	10	2,8	100	27,8	1000	277,8
2	0,6	20	5,6	200	55,6	2000	555,6
3	0,8	30	8,3	300	83,3	3000	833,3
4	1,1	40	11,1	400	111,1	4000	1111,1
5	1,4	50	13,9	500	138,9	5000	1388,9
6	1,7	60	16,7	600	166,7	6000	1666,7
7	1,9	70	19,4	700	194,4	7000	1944,4
8	2,2	80	22,2	800	222,2	8000	2222,2
9	2,5	90	25,0	900	250,0	9000	2500,0

Зависимость числа М от скорости полета и температуры окружающего воздуха

Число М в зависимости от скорости полета и температуры атмосферного воздуха можно находить по табл. 4.14.

Таблица 4.14

Определение числа М

t °C	Число М в зависимости от скорости полета V (км/ч)											
	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
—56,5	0,845	0,938	1,03	1,13	1,22	1,32	1,41	1,50	1,60	1,69	1,79	1,88
—50	0,833	0,925	1,02	1,11	1,20	1,30	1,39	1,48	1,57	1,66	1,76	1,85
—40	0,815	0,905	0,996	1,09	1,17	1,27	1,36	1,45	1,54	1,63	1,72	1,81
—30	0,798	0,887	0,974	1,06	1,15	1,24	1,33	1,42	1,51	1,60	1,68	1,77
—20	0,782	0,869	0,955	1,04	1,13	1,22	1,30	1,39	1,48	1,56	1,65	1,73
—10	0,766	0,852	0,937	1,02	1,11	1,19	1,28	1,36	1,45	1,53	1,62	1,70
0	0,752	0,837	0,920	1,00	1,09	1,17	1,26	1,34	1,42	1,51	1,59	1,67
10	0,740	0,821	0,903	0,985	1,07	1,15	1,23	1,31	1,40	1,48	1,56	1,64
15	0,733	0,814	0,896	0,977	1,06	1,14	1,22	1,30	1,38	1,46	1,55	1,63
20	0,727	0,807	0,887	0,968	1,05	1,13	1,21	1,29	1,37	1,45	1,53	1,61
25	0,720	0,800	0,880	0,960	1,04	1,12	1,20	1,28	1,36	1,44	1,52	1,60
30	0,714	0,793	0,873	0,952	1,03	1,11	1,19	1,27	1,35	1,43	1,51	1,58
40	0,703	0,781	0,859	0,937	1,02	1,09	1,17	1,25	1,33	1,41	1,48	1,56

Соотношение силы тяги и числа оборотов ТРД

Один процент потери числа оборотов в минуту равен приблизительно трем процентам потери силы тяги;

100% об/мин=100% силы тяги;

90% об/мин=75% силы тяги;

80% об/мин=50% силы тяги.

Термические коэффициенты расширения твердых и жидких веществ

Коэффициенты линейного и объемного расширения различных веществ (между температурами 0 и 100 °С) приведены в табл. 4.15.

Т а б л и ц а 4.15

Значения термических коэффициентов расширения

Вещество	Коэффициент линейного расширения, 1/град	Коэффициент объемного расширения, 1/град	Вещество	Коэффициент линейного расширения, 1/град	Коэффициент объемного расширения, 1/град
Алюминий	0,000 023 8	0,000 071 4	Сталь	0,000 011 0	0,000 033 0
Бронза	0,000 017 5	0,000 052 5	Стекло различных сортов	0,000 004—0,000 010	0,000 012—0,000 03
Железо мягкое	0,000 011 4	0,000 034 2	Цемент	0,000 014 0	0,000 042 0
Золото	0,000 014 2	0,000 042 6	Цинк	0,000 028 6	0,000 085 8
Латунь	0,000 018 4	0,000 055 2	Чугун	0,000 010 4	0,000 031 2
Медь	0,000 016 5	0,000 049 5	Керосин	—	0,001 0
Никель	0,000 012 8	0,000 038 4	Ртуть	—	0,000 182
Олово	0,000 026 7	0,000 080 1	Серная кислота 96%	—	0,000 560
Платина	0,000 009 0	0,000 027 0	Спирт	—	0,001 10
Свинец	0,000 029 2	0,000 087 6	Эфир	—	0,001 66
Серебро	0,000 019 7	0,000 059 1			

Контуры негабаритности железнодорожного транспорта для перевозки авиационной техники и порядок оформления документов

В некоторых случаях авиационную технику перевозят железнодорожным транспортом. Эти перевозки относятся к перевозке крупногабаритных и тяжелых грузов, и их транспортировка производится согласно правилам перевозки негабаритных грузов.

Виды негабаритности. В зависимости от того, в какой части груз выступает

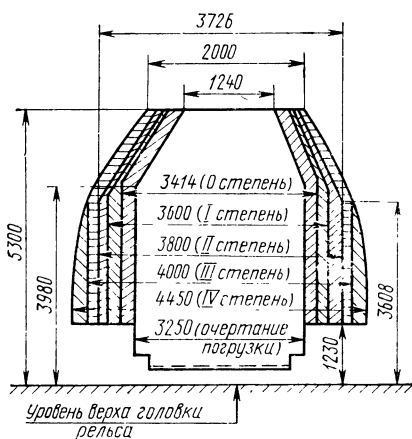


Рис. 4.6. Очертания погрузки и негабаритности

за очертание погрузки, негабаритность подразделяют на верхнюю, боковую и нижнюю. К грузам с верхней негабаритностью относятся изделия (самолеты, вертолеты, машины), выходящие за очертания погрузки на высоте 3980—5300 мм от уровня верха головки рельса (рис. 4.6). К грузам с боковой негабаритностью относятся грузы, выходящие за очертания погрузки на высоте 1230—3980 мм от уровня верха головки рельса. А к грузам с нижней негабаритностью относятся грузы, имеющие отступление от очертания погрузки в пределах до высоты 1230 мм от уровня верха головки рельса.

Контуры и степени негабаритности. Предельное и вертикальное относительно оси пути очертание, в котором, не выходя наружу, должен помещаться погруженный на подвижной состав груз, называется очертанием погрузки.

Негабаритность бывает двусторонняя, если груз выходит за очертание погрузки с двух сторон, и односторонняя, когда груз выходит за очертание погрузки с одной стороны. В зависимости от величины выхода груза за очертание погрузки боковая негабаритность подразделяется на пять степеней (0, I, II, III, IV), верхняя — на три степени (0, II, III), нижняя негабаритность степеней не имеет.

Контуры указанных степеней негабаритности являются предельными очертаниями, в которых должен помещаться перевозимый груз.

Сверхнегабаритные грузы. Грузы, выходящие за пределы очертаний боковой негабаритности IV степени, верхней негабаритности III степени на высоте 3608 мм, за очертания погрузки в зоне нижней негабаритности (до высоты 1230 мм), а также грузы, высота которых превышает 5300 мм от уровня верха головки рельса, относятся к сверхнегабаритным. Перевозка таких грузов разрешается только в особых случаях.

Правила оформления документов. Отправитель негабаритного груза за 20 дней до начала месяца погрузки обязан представить начальнику службы движения и начальнику станции отправления заявление с указанием станции погрузки, станции назначения и даты погрузки. К заявлению прилагаются масштабные чертежи или эскизы погрузки и крепления груза, а также пояснительная записка с расчетами прочности крепления и устойчивости груза. В чертежах также надо указать все необходимые размеры, дающие полное представление об очертании груза.

После погрузки грузоотправитель наносит несмываемой краской контрольные полосы на полу платформы по контуру груза. Кроме того, на груз со всех четырех сторон наносят отметки, указывающие положение центра тяжести груза, а также делают с двух сторон надпись о степени негабаритности.

Средства наземного обслуживания авиационной техники

Средства заправки ГСМ, спецжидкостями, газами

Топливозаправщик ТЗ-22:	
Емкость цистерны, л	20 000
Производительность, л/мин	1 500
Давление в раздаточной системе, кгс/см ²	до 3,5
Топливозаправщик ТЗ-16:	
Емкость цистерны, л	16 000
Производительность, л/мин	840
Давление в раздаточной системе, кгс/см ²	до 3,5
Топливозаправщик ТЗ-200:	
Емкость цистерны, л	7 000
Производительность, л/мин	400
Давление в раздаточной системе, кгс/см ²	до 3,5
Маслозаправщик АМЗ-53:	
Количество баков	3
Емкость каждого бака, л	30
Производительность заправки, л/мин:	
масла	10
АМГ-10	17
пускового топлива	24
Маслозаправщик МЗ-51М:	
Емкость котла, л	850
Давление в рукаве, кгс/см ²	2
Маслозаправщик МЗ-150:	
Емкость котла, л	2 100
Производительности системы, л/мин	210
Давление в рукаве, кгс/см ²	до 2,5
Универсальный заправщик А-33М:	
Емкость баков, л:	
для БЗ-70	500
» АМГ-10	160

для маслосмеси	720
» масла	530
Количество баллонов:	
сжатого воздуха	4
» азота	3
Водозаправщик ММ-ЗИЛ-130:	
Емкость котла, л	2 950
Максимальное давление после насоса, кгс/см ²	80
Кислородная станция АКЗС-75:	
Производительность, м ³ /ч	75
Рабочее давление, кгс/см ²	150
Запас кислорода, м ³	100
Воздухозаправщик ВЗ-20:	
Число баллонов на машине	20
Емкость одного баллона, л	40
Количество баллонных групп	5
Рабочее давление, кгс/см ²	от 0 до 320

Источники питания

Электроагрегат АПА-35-2М:	
Мощность, кВт	34
Напряжение постоянного тока, В	28,5—57
Номинальный ток, А	600—1 200
Тип преобразователя	ПО-6000
Напряжение, В	115
Частота, Гц	400
Электроагрегат АПА-2МП:	
Мощность, кВт	17
Напряжение постоянного тока, В	28,5
Нормальный ток, А	600
Тип преобразователя	ПО-4500
Напряжение, В	115
Частота, Гц	400
Электроагрегат АМГА-17:	
Мощность, кВт	17
Напряжение постоянного тока, В	28,5
Номинальный ток, А	600
Тип преобразователя	ПО-3000
Напряжение, В	115
Частота, Гц	400
Электроагрегат АПА-50:	
Мощность, кВт	50
Напряжение постоянного тока, В	28,5
» трехфазного переменного тока, В	208
» однофазного переменного тока, В	115
Частота, Гц	400
Электроагрегат ППЧ-1:	
Мощность, кВт	30
Напряжение, В	208
Частота, Гц	400
Универсальный гидроагрегат:	
Давление на входе, кгс/см ²	0—250
Производительность, л/мин	15—85
Рабочая жидкость	АМГ-10
Передвижная гидравлическая установка УПГ-250М:	
Рабочее давление на выходе, кгс/см ²	50—250
Производительность, л/мин:	
при работе одного насоса	40
» » двух насосов	70
» » трех »	110

Рабочая жидкость	АМГ-10
Компрессор КНД-1:	
Производительность, м³/ч	1 000
Давление на выходе, кгс/см²	0,4
Компрессор КНД-3:	
Производительность, м³/ч	2 000
Давление на выходе, кгс/см²	0,45—0,8

Теплотехнические средства

Аэродромный кондиционер воздуха АКВ-30/120:	
Холодопроизводительность, ккал/ч	30 000
Теплопроизводительность, ккал/ч	120 000
Температура выходящего воздуха, °С:	
при подогреве	до 80
» охлаждении	5—10
Моторный подогреватель МП-300:	
Теплопроизводительность, ккал/ч	300 000
Температура выходящего воздуха, °С, не более	130
Моторный подогреватель МП-85:	
Теплопроизводительность, ккал/ч	88 500
Температура выходящего воздуха, °С, не более	130
Количество рукавов	2
Моторный подогреватель МПМ-85К:	
Теплопроизводительность, ккал/ч	85 000
Температура выходящего воздуха, °С, не более	130
Количество рукавов	2
Портативный подогреватель ПП-85:	
Теплопроизводительность, ккал/ч	60 000
Температура воздуха на выходе, °С, не более	130
Вес подогревателя, кгс	40

Средства буксировки

Тягач ЯАЗ-214:	
Тяговое усилие на крюке, тс	14
Вес, тс	19,5
Тягач МАЗ-541:	
Тяговое усилие на крюке, тс	20
Вес, тс	34,5

Подъемно-транспортные и монтажные средства

Подъемный кран К-51:	
Грузоподъемность, тс:	
при стреле 7,5 м	5
» » 12 »	3
Высота подъема крюка, м:	
при стреле 7,5 м	7
» » 12 »	11
Кран на базе автопогрузчика «4017»:	
Грузоподъемность, кгс	1 500
Высота подъема, м	7,3
Ход крюка вдоль стрелы, м	1,7
Поперечный ход стрелы с крюком, м	±0,2
Самоходная площадка обслуживания СПО-15М:	
Грузоподъемность, кгс	300
Максимальная высота до пола рабочих площа-	
док, м	14,6
Максимальный вылет стрелы, м	12,6
Раздвижная лестница РЛ-12:	
Грузоподъемность, кгс	150
Максимальная высота подъема площадки, м	12

Телескопическая стремянка ТС-8:	
Грузоподъемность, кгс	120
Максимальная высота подъема площадки, м	8
Стремянка для работы у двигателя:	
Высота площадки, м	2,8
Ширина, м	1,25
Стремянка для обслуживания крыла и фюзеляжа:	
Высота площадки, м	3,6
Ширина, м	0,6
Стремянка для зачехления самолета:	
Высота площадки, м	5,4
Ширина, м	2,0
Нагрузка на площадку, кгс	270
Универсальный съемник колес:	
Грузоподъемность, кгс	750
Высота подъема, м	1,6

Средства очистки, мойки, уборки

Механизированная моечная машина МММ-1:	
Максимальная высота подъема щеток, м	13
Емкость бака для воды, л	2 000
» котла » » »	2 200
Количество шлангов	2
Моечная машина ММ ЗИЛ-164А:	
Емкость жидкости для спецжидкости, л	70
» рабочего бака, л	45
» сливного » »	50
Длина шлангов, м	6
Спецмашина МА-7:	
Емкость баков, л:	
для отходов	1 200
» воды	500
» химжидкости	100
Спецмашина МА-8:	
Емкость баков, л:	
для отходов	2 000
» воды	600
» химжидкости	600
Электропылесос ПП-1:	
Разрежение, мм вод. ст.	1 100
Производительность, м ³ /ч	440
Вес, кгс	180
Электропылесос Э-000-000:	
Разрежение, мм вод. ст.	1 300
Производительность, м ³ /ч	480
Вес, кгс	200

Международная система допусков и посадок ИСО

Значение ИСО. Система международной организации по стандартизации (ИСО) создана для унификации национальных систем допусков и посадок и облегчения международных технических связей. Эта система принята в Венгрии, ГДР, Польше, Чехословакии, Франции, Италии, ФРГ, Японии, США, Англии и других странах. В СССР ведется подготовка для принятия ИСО.

Включение рекомендаций ИСО в национальные стандарты способствует взаимозаменяемости продукции, изготовленной в различных странах, а также облегчает обмен чертежами и технической документацией между ними.

Отличительные допуски ИСО. В построении системы ИСО много принципиально общего с общесоюзной системой ОСТ. Так, например, она допускает применение как системы отверстия, так и системы вала.

Таблица 4.16

Сравнение классов точности ГОСТа с квалитетами ИСО

Квалитеты ИСО	—	01	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Классы точности ГОСТа	02	03	04	05	06	07	08	B ₁ 09	A ₁ B	A' B _{2a}	A _{2a} , A ₃ B ₃	3a	4	5	—	7	8	9	

Система ИСО односторонне предельная. В качестве нормальной принята температура 20° С. Градации интервалов для размеров от 1 до 500 мм в системе ГОСТа и ИСО одинаковы за исключением диапазона размеров от 180 до 500 мм, где по ГОСТу установлены три интервала, а по ИСО — четыре. Такое различие не вызывает расхождения в величинах допусков некоторых размеров более чем на 10%.

Таблица 4.17

Обозначение предельных отклонений на размеры отверстий и валов в ИСО

Допуски	Посадки с зазором	Переходные посадки	Посадки с натягом
Отверстия	<i>A, B, C, D, E, F, G, H</i>	<i>I, K, M, N</i>	<i>P, R, S, T, U, V, X, Y, Z</i>
Валы	<i>a, b, c, d, e, f, g, h</i>	<i>j, k, m, n</i>	<i>p, r, s, t, u, v, x, y, z</i>

Отличие ИСО от ГОСТа. Основные особенности (отличия) ИСО от системы ГОСТа приводятся ниже.

1. Градации точностей определяются 18 квалитетами (степень качества или класс точности) точности: 01, 0, 1, 2, 3, ..., 16.

Приближенное соответствие между квалитетами ИСО и классами точности ГОСТа приведено в табл. 4.16.

2. В системе ИСО в каждом квалитете установлено 21 поле допуска на размеры отверстий и 21 поле допусков на размеры валов.

Допуски на отверстие обозначаются прописными буквами латинского алфавита, допуски на валы — строчными буквами (табл. 4.17).

Графическое построение полей допусков по ИСО приведено на рис. 4.7.

Таким образом, в ИСО по всем квалитетам точности охвачено 756 полей допусков. Так же, как и система ГОСТа, она разрешает применение комбинированных посадок, т. е. посадок, образующихся путем сочетания различных полей допусков и разных квалитетов точности. Благодаря этому количество возможных посадок велико (более 250 000).

Квалитет точности. Благодаря из-

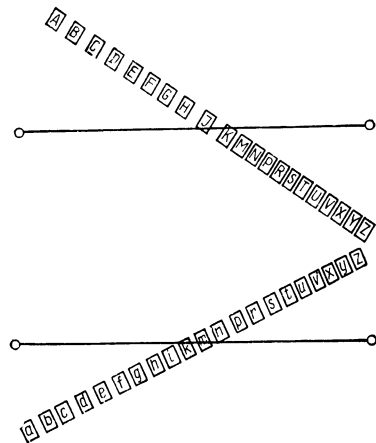


Рис. 4.7. Схема расположения полей допусков в международной системе ИСО

вестным преимуществам (сокращение номенклатуры мерного режущего инструмента) в большинстве областей машиностроения разных стран предпочитают назначать предельные отклонения на размеры обрабатываемых деталей в системе отверстий. Для этого после допусков на размеры отверстий выбирается по H требуемого качества точности, а поле допусков на размер вала в соответствии с требуемой посадкой.

$$\text{Пример: } \varnothing 25 \frac{H_7}{K_7}, \quad \varnothing 40 \frac{H_{10}}{t_{10}}, \quad \varnothing 50 \frac{H_8}{d_8} \text{ и т. д.}$$

При необходимости выбирать посадки в системе вала основным валом будет поле допусков h при различных полях допусков на отверстия. Например, по ИСО посадки в системе вала создают следующие сочетания:

$$\varnothing 25 \frac{k_7}{h_7}; \quad \varnothing 40 \frac{T_{10}}{h_{10}}; \quad \varnothing 50 \frac{D_8}{h_8} \text{ и т. д.}$$

Закономерность изменения величин допусков близка к системе ГОСТа:

$$\delta = ai,$$

где δ — допуск; a — коэффициент, характеризующий изменение допусков по качествам точности; i — единица допуска.

Коэффициент a при переходе от одного качества к другому, начиная с пятого, изменяется приблизительно по законам геометрической прогрессии со знаменателем $q = \sqrt[5]{10} \approx 1,6$ (7, 10, 16, 25, 40, 63 и т. д.).

Единица допуска i , характеризующая закономерность изменения величин допусков в зависимости от номинальных размеров диаметра, выражается следующей формулой:

$$i = 0,45 \sqrt[3]{d_{cp}} + 0,001 d_{cp}.$$

Второй член в приведенной формуле учитывает погрешности измерения, возрастающие прямо пропорционально d .

ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

1. ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПОСТОЯННЫМ И ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

В качестве источников электрической энергии на летательных аппаратах применяются электрические генераторы постоянного и переменного тока.

Преобразователями электрической энергии постоянного тока в переменный являются электромашинные однофазные и трехфазные преобразователи. Для повышения (понижения) напряжения переменного тока, используются трансформаторы. Для преобразования переменного тока в постоянный используются ламповые и полупроводниковые выпрямители.

Электрические генераторы постоянного тока

Авиационные генераторы постоянного тока по принципу действия подобны генераторам промышленного типа.

Основными типами авиационных генераторов постоянного тока (табл. 5.1) являются генераторы типа ГСР (генераторы самолетные с расширенным диапазоном скоростей вращения) и стартер-генераторы типа ГСР-СТ и СТГ. Стартер-генераторы во время запуска авиадвигателя используются как стартеры, т. е. работают в двигательном режиме и используются для запуска авиадвигателей.

При работе в генераторном режиме они снабжают бортовую сеть самолета постоянным током.

Генераторы и стартер-генераторы в генераторном режиме рассчитаны на работу при номинальном напряжении 28,5 В. Они выпускаются закрытого исполнения с фланцевым креплением и имеют одно направление вращения (из-за установки щеток под некоторым углом и поверхности коллектора), способны работать в любом положении: горизонтальном, наклонном и вертикальном. Генераторы и стартер-генераторы могут длительно отдавать номинальную мощность только при соблюдении требований по охлаждению, указанных в паспорте.

Авиационные генераторы приводятся во вращение от авиадвигателя вспомогательной установки (поршневого или малогабаритного газотурбинного двигателя, ветрянки, ручного или инерционного привода). Привод от авиадвигателя получил преимущественное распространение, а вспомогательные установки используются как аварийный резерв.

Аппаратура, работающая в комплексе с генераторами постоянного тока

К аппаратуре, работающей в комплексе с генераторами постоянного тока, относятся регуляторы напряжения, дифференциально-минимальные реле, автоматы защиты сети от перенапряжения, стабилизирующие трансформаторы устройства обеспечения параллельной работы генераторов.

Основные технические данные стартер-генераторов и генераторов постоянного тока

Тип генератора (стартер-генератора)	Номинальное напряжение, В	Номинальная мощность, Вт	Номинальный ток нагрузки, А	Скорость вращения, об/мин	Вес, кгс	Количество основных полусов	Количество дополнитель- ных полусов	Тип щеток	Размеры щеток, мм	Общее коли- чество щеток	Давление щеток на коллектор, гс
ГС-10-350М	27,5	350	12,7	3 800—5 900	8	4	—	ЭГ-8	6,5×12,5×20	4	400—430
ГСК-1500М	27,5	1 500	54	3 800—5 900	12,6	4	—	МГС-8	7×25×22	4	900—1 000
ГСК-1500Ж	28,5	3 000	100	3 800—6 500	12,3	4	4	МГС-7	7,5×30×25	4	—
ГСК-1500В	28,5	3 000	100	3 800—6 500	12,3	4	4	МГС-7	7,5×30×25	4	—
ГСН-3000	28,5	3 000	100	3 800—6 500	12,3	4	4	МГС-7	7,5×30×25	4	—
ГСР-3000М	28,5	3 000	100	4 000—9 000	11,5	4	4	МГС-7И	7,2×12×25	8	450—550
ГСР-СТ-6000ВТ	28,5	6 000	200	4 000—9 000	20,3	6	3	МГС-7	7,2×17,5×25,5	12	575—700
ВГ-7500	28,5	9 000	300	5 000—8 000	24,5	6	3	МГС-7	7,2×17,5×25,5	18	575—700
ГСР-9000 3-й серии	28,5	9 000	300	4 000—9 000	24,4	6	3	МГС-7	7,2×17,5×25,5	18	575—700
ГСР-СТ-12000ВТ	28,5	12 000	400	4 200—9 000	29,5	8	4	МГС-7И	7,2×17,5×25,5	24	575—700
ГС-12Т	28,5	12 000	400	4 200—9 000	35	6	6	МГС-7	9×20×28	18	850—1 000
СТГ-12Т	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	—
СТГ-12ТП	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	—
СТГ-12ТМ	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	—
СТГ-12ТМП	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×20×26,5	18	—
СТГ-12МП	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	—
СТГ-12ТМ-23	28,5	12 000	400	4 200—9 000	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	—
СТГ-12ТМО-1000	28,5	12 000	400	4 200—9 360	35	6	6	МГС-7	9×10×26,5	18	850—1 000
ГСР-18000 2-й серии	28,5	18 000	600	3 800—9 000	41,5	8	4	МГС-9	8×20×26	24	650—750
ГСР-18000Д	28,5	18 000	600	3 800—9 000	41,5	8	4	МГС-9	8×20×26	24	650—750
ГСР-1800М	28,5	18 000	600	4 000—9 000	41,5	8	4	МГС-7И	8×20×26	24	575—700
ГС-24А	28,5	18 000	600	6 000—7 000	56	6	6	МГС-5	10×20×25,5	18	850—1 000
ГС-24Б	28,5	9 000	300	4 000—7 400	—	—	—	ВТ-7	10×20×30	18	1 000—1 250
ГСР-СТ-18/70	28,5	18 000	600	4 000—7 800	42,5	8	4	МГС-7П	—	24	575—700
СТГ-18ТМ 2-й серии	28,5	18 000	600	4 000—9 000	46,3	—	—	МГС-7	10×20×25,5	18	850—1 000

Регуляторы напряжения предназначены для автоматического поддержания в заданных пределах напряжения генераторов независимо от изменения скорости вращения якоря в рабочем диапазоне нагрузки.

Одновременно регуляторы напряжения обеспечивают равномерное распределение нагрузки между параллельно работающими однотипными генераторами.

По принципу действия регуляторы напряжения делятся на два основных вида: вибрационные (одно- или двухступенчатые) и реостатные (угольные или ступенчатые).

В **вибрационных регуляторах напряжения** в цепь обмотки возбуждения периодически включается (закорачивается) добавочное сопротивление. Так как контакты вибрационных регуляторов напряжения работают в тяжелых условиях, эти регуляторы применяют только с генераторами малой мощности (до 1500 Вт), токи возбуждения которых не превышает 2 А.

Реостатные регуляторы поддерживают постоянство напряжения генератора плавным или ступенчатым изменением величины сопротивления в цепи возбуждения.

Из регуляторов реостатного типа наиболее широко распространены угольные регуляторы напряжения. Ступенчатые регуляторы из-за их недостаточной виброустойчивости не нашли применения. Основное преимущество угольных регуляторов напряжения состоит в том, что они допускают регулирование напряжения генераторов постоянного тока большой мощности, величина тока возбуждения которых достигает 15 А и более.

Перспективны полупроводниковые регуляторы напряжения, которые не имеют перемещающихся деталей, поэтому свободны от недостатков, характерных для вибрационных и реостатных регуляторов напряжения.

Из угольных регуляторов напряжения наиболее распространены регуляторы типа Р-25 А (М), Р-27, РУГ-82, РУГ-83Т, РН-120У, РН-180.

Угольные регуляторы типа Р-25А (М), Р-27 используются для совместной работы с генераторами, имеющими ток возбуждения в пределах от 0,9 до 8 А (мощностью от 3 до 12 кВт). Регуляторы работают совместно с выносными сопротивлениями ВС-25А и ВС-25Б соответственно.

Угольный регулятор напряжения РУГ-82 используется для совместной работы с генераторами и стартер-генераторами, ток возбуждения которых изменяется в пределах от 1,9 до 15 А. Регулятор работает совместно с выносным сопротивлением типа ВС-20.

Регуляторы напряжения типа РУГ-83Т работают совместно с генераторами типа ГСР и стартер-генераторами типа СТГ, ток возбуждения которых изменяется в пределах от 1,9 до 15 А. Регулятор работает совместно с выносным сопротивлением типа Р-2А и дифференциальным корректором напряжения ДКН-8.

Регулятор напряжения типа РН-180 используется для совместной работы со стартер-генераторами типа СГТ-12 и генераторами типа ГС-12.

Номинальное напряжение, поддерживаемое регуляторами, составляет 28,5 В.

Дифференциально-минимальное реле предназначено для подключения генератора к бортовой сети, когда его напряжение превышает напряжение бортсети (на 0,3—0,7 В), автоматического отключения генератора от бортсети при обратном токе (15—35 А для ДМР-400Т), исключения возможности включения генератора в сеть с перепутанной полярностью. Кроме того, дифференциально-минимальное реле автоматически отключает генератор при обрыве силового провода между генератором и дифференциально-минимальным реле и обеспечивает ручное дистанционное отключение генератора.

В настоящее время применяют дифференциально-минимальные реле типа ДМР-200, ДМР-400 и ДМР-600. Цифры в обозначении реле каждого типа соответствуют номинальным токам, на которые рассчитаны силовые контакты реле (200, 400 и 600 А), а буквы после цифр — их модификациям (например, ДМР-400 АМ, ДМР-400Д и т. п.).

Автоматы защиты сети от перенапряжения предназначены для защиты сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения, связанного с прекращением нормальной работы регулятора напряжения.

Наиболее широкое применение нашли автоматы защиты сети типа АЗП-1 различных модификаций, устанавливаемые в энергосистемах с генераторами, ток возбуждения которых изменяется от 0,9 до 15 А, автоматы защиты сети

АЗП-8М, работающие в комплексе с генераторами, имеющими ток возбуждения более 1,9—15 А (мощностью до 24 кВт). После срабатывания автомат приводится в исходное положение путем нажатия кнопки включения.

Стабилизирующие трансформаторы предназначены для повышения устойчивости работы регуляторов напряжения в переходных режимах. Наиболее широкое применение нашли стабилизирующие трансформаторы типа ТС.

Параллельная работа генераторов является основным режимом работы их на самолете, так как увеличивает надежность снабжения электроэнергией потребителей, улучшает использование генераторов, позволяет уменьшить емкость аккумуляторных батарей.

Для включения генераторов на параллельную работу необходимо обеспечить их одинаковое напряжение и правильную полярность подключения к шинам. Эти же условия должны соблюдаться и для обеспечения параллельной работы генераторов с аккумуляторной батареей.

Для получения равенства напряжений параллельно работающих генераторов применяют специальные уравнивательные обмотки (обмотки параллельной работы), располагаемые в регуляторах напряжений и балластные сопротивления. Падения напряжений на балластных сопротивлениях, включаемых обычно в минусовые цепи генераторов, используются для воздействия на уравнивательные обмотки, магнитные потоки которых изменяют магнитные потоки обмоток возбуждения генераторов.

Обмотки параллельной работы регуляторов, работающих с параллельно включенными генераторами, присоединяются навстречу друг другу и служат для уравнивания нагрузок генераторов автоматическим корректированием напряжений последних.

Нагрузка некоторых типов генераторов контролируется по падению напряжения на компенсационных обмотках и обмотках дополнительных полюсов.

При неравномерных нагрузках генераторов падение напряжения в обмотках компенсационной и дополнительных полюсов будет различным и в обмотках параллельной работы возникает ток, который создает магнитные потоки в электромагнитах регуляторов, изменяя силу притяжения якорей регуляторов, а следовательно, и величину сопротивления угольного столба, включенного в цепь возбуждения генератора. Это приводит к выравниванию напряжения и нагрузки параллельно работающих генераторов.

Совместная работа генераторов с аккумуляторной батареей

Для осуществления параллельной работы генераторов с аккумуляторной батареей должны быть выполнены условия, аналогичные для параллельной работы двух генераторов, т. е.: 1) равенство напряжений обоих источников; 2) соответствие полярности присоединяемого источника с полярностью на шинах. Эти условия в известной степени выполняются с помощью минимального реле и ДМР. При совместной работе генератора с аккумуляторной батареей напряжение на шинах

$$U = E_{\Gamma} - I_{\Gamma} r_{\Gamma} = E_a \pm I_a r_a,$$

где E_{Γ} — э.д.с. генератора; I_{Γ} — ток генератора; r_{Γ} — сопротивление цепи якоря генератора; E_a — э. д. с. аккумуляторной батареи; I_a — ток аккумуляторной батареи; r_a — внутреннее сопротивление аккумуляторной батареи.

Сопротивление соединительных проводов для упрощения принято равным нулю.

Если $U > E_a$, то происходит заряд аккумуляторной батареи, т. е. член $I_a r_a$ должен быть взят со знаком плюс и общий ток нагрузки равен $I = I_{\Gamma} - I_a$; при $U = E_a$ ток $I_a = 0$, аккумуляторная батарея работает вхолостую и ток нагрузки $I = I_{\Gamma}$; при $U < E_a$ происходит разряд батареи, член $I_a r_a$ берется со знаком минус, и ток нагрузки равен $I = I_{\Gamma} + I_a$.

Таким образом, при параллельном включении генератора и аккумуляторной батареи могут быть три режима работы: работа одной аккумуляторной батареи (когда $E_a > E_{\Gamma}$); работа генератора совместно с аккумуляторной батареей на внешнюю сеть (когда $E_a = E_{\Gamma}$); работа генератора на внешнюю сеть и на зарядку аккумуляторной батареи (когда $E_{\Gamma} > E_a$).

Эксплуатация систем электроснабжения постоянным током

В процессе эксплуатации при подготовках к полету проверяется целостность всех узлов и деталей генераторов и аппаратуры, работающей в комплекте с ними. Проверяется чистота агрегатов, надежность затяжки и правильность контровки штепсельных разъемов.

Обращается внимание также на крепление воздухозаборных труб генераторов и их сочленение с патрубками защитных лент. Защитные ленты должны плотно закрывать окна коллекторного щита.

Напряжение генератора должно быть 28,5 В. В случае отклонения от заданной величины напряжение генератора регулируется выносным сопротивлением (например, ВС-20, ВС-25, Р-2А и др.). Поворот выносного сопротивления по часовой стрелке увеличивает, а против часовой стрелки уменьшает напряжение.

При работе всех генераторов на бортовую сеть с малой нагрузкой и при недостаточно точно отрегулированной параллельной работе генераторов возможно отключение одного или нескольких генераторов от бортовой дифференциально-минимальным реле, что не является дефектом.

В процессе выполнения регламентных работ через каждые 100—600 ч (в зависимости от типа самолета) проверяется состояние щеткодержателя, щеток, щеточных пружин, состояние деталей без разборки агрегатов и узлов, крепление патрубка обдува, затяжка резьбовых соединений, крепление и состояние токоподводящих проводов. У генератора проверяется высота щеток.

Корпус генератора должен быть чистым. Пыль, грязь, масло удаляются чистой сухой ветошью. На корпусе не должно быть внешних повреждений. С помощью ключей проверяется затяжка гаек крепления генератора.

Особого ухода требует коллекторный узел. Коллектор должен быть чистым, хорошо отшлифованным и иметь строго цилиндрическую форму.

После притирки и установки новых щеток в щеткодержатели необходимо надежно присоединить их канатики к траверзе и вставить в пазы щеток нажимные концы пружин. Давление пружин на щетки должно быть 500—1200 гс (в зависимости от типа генератора).

При осмотре угольного регулятора проверяется исправность всех его деталей, надежность электрических соединений. Осматривается клеммовая панель и проверяется исправность системы охлаждения регулятора. На время осмотра угольный регулятор снимается с клеммовой панели и на последней проверяется, нет ли повреждений контактных пластин, пружинных замков и изоляционной пластины. Коррозия на контактных пластинах панели или контактных штифтах регулятора удаляется стеклянной бумагой № 000.

Проверка и настройка угольного регулятора должна производиться после прогрева его под током (не менее 20 мин).

После окончания всех работ и установки агрегатов на самолет проверяется совместная работа генераторов с аккумуляторной батареей и регулирующими устройствами, а также параллельная работа генераторов.

Электрические генераторы переменного тока

Применение летательных аппаратов переменного тока вместо постоянного дает возможность:

повысить напряжение в системе электроснабжения до 200—400 В и тем самым снизить передаваемые токи, а следовательно, и вес бортовой сети;

применять безколлекторные генераторы и электродвигатели, которые более надежны, чем коллекторные машины;

получить постоянный ток с помощью трансформаторно-выпрямительных блоков, имеющих высокий к. п. д. Поэтому на современных самолетах применение переменного тока вместо постоянного находит все более широкое распространение.

Основными типами генераторов переменного тока (табл. 5.2) являются генераторы типа СГО (синхронный генератор однофазный), СГС (самолетный генератор синхронный), ГО и ГТ. У синхронных генераторов частота тока жестко связана со скоростью вращения. Поэтому в системах переменного тока стабильной частоты применяются специальные приводы постоянной

Основные технические данные авиационных синхронных генераторов

Параметры	Тип генератора									
	СГС-7,5Б	СГО-8 2-й серии	СГО-12 и СГС-12МО	СГО-30 (У)	СГС-30Т	СГС-30-8	СГС-90	СГС-90/360 2-й серии	ГО16П48	ГТ40П48
Способ соединения обмоток	Звезда	Треу- гольник	Треу- гольник	Звезда	Треу- гольник	Звезда	Звезда	Звезда	Треу- гольник	Звезда
Напряжение линейное, В	120	115	120	208	208	208	360	360	120	208
Мощность (длительно), кВА	7,5	8	12	30	30	30	75	75	16	40
Сила тока нагрузки (фа- зы), А	36	69,5	100	144	83,4	83,5	120	120	133	111
Коэффициент мощности	0,85	0,85	0,8	0,9	0,85	0,85	0,9	0,9	0,85	0,8
Диапазон частот, Гц	400—900	400—900	380—910	398—428,5	225—450	368—580	375—450	375—450	396—404	392—408
Диапазон скоростей вра- щения, об/мин	4000— 9000	4000— 9000	3800— 9100	7800— 8570	4500— 9000	5500— 8700	7500— 9000	7500— 9000	7920— 8080	7840— 8160
Напряжение возбужде- ния, В	28	26—30	26—30	26—30	26—30	26—30	—	50	26—30	26—30
Сила тока возбуждения, А	—	28	28,529	29	55	40	—	3,5	25	Самовоз- буждение
Вес генератора, кгс	16,1	31	33	39,8	30,5	42	62	62	27,5	47

скорости вращения. В качестве приводов постоянной скорости вращения используются гидравлические, дифференциальные, гидромеханические, воздушно-турбинные, трубомеханические и электромашинные приводы.

Генераторы переменного тока бывают контактные и бесконтактные. В последнее время все более широко применяются бесконтактные бесщеточные генераторы (ГТ30П46, ГТ30П48, ГТ40П48, ГТ60П48, СКГ-11/1,5 КИС).

Аппаратура, работающая с генераторами переменного тока

К аппаратуре, работающей в комплекте с генераторами переменного тока, относятся регуляторы напряжения (Р-30Б, РН-120, РН-400, РН-500, РН-600, БРН-62), автоматы защиты сети от перенапряжения (АЗП-8М, АЗПС-1, АЗП-ИСД, АЗП1-ЗД), автоматы защиты сети от коротких замыканий (КВР-3-2), автоматы защиты сети по частоте (КОЧ-1А, КОЧ-1АН), устройства обеспечения параллельной работы генераторов, устройства распределения активной и реактивной нагрузок между параллельно работающими генераторами, устройства дистанционного включения, отключения и регулирования напряжения совместно с угольным регулятором напряжения генераторов (КРЛ-25, КРЛ-26П, КРЛ-29, КРЛ-31, КРЛ-33), автоматы аварийного отключения (АРГ-1), выносные сопротивления (для ручной установки уровня напряжения регулируемого регулятором напряжения (ВС-12, ВС-29, ВС-30Б, ВС-33А, ВС-34).

Стабилизация напряжения генераторов переменного тока независимо от скорости вращения и величины нагрузки так же, как и у генератора постоянного тока, осуществляется путем изменения тока возбуждения. Для регулирования синхронных генераторов используются угольные регуляторы напряжения.

Для защиты сети от перенапряжения применяют автоматы защиты токов АЗП-1-ЗСД, АЗП-1, АЗП-ИСДТ АЗП-ИСД.

В качестве чувствительных элементов в системах защиты по частоте используются резонансные контуры или дроссели насыщения, реагирующие на частоту и управляющие с помощью мостовой схемы.

В последнее время находят применение комбинированные устройства, обеспечивающие включение генераторов в сеть, регулирование их напряжения, защиту от коротких замыканий и обрывов в цепи генератора, а также сигнализацию отключения от бортовой сети. К ним относятся коробки типа КВР-1М, КВР-3-2Ф, КВР-11. Кроме того, в системе защиты и регулирования напряжения генераторов переменного тока применяются программные механизмы (ПМК-14, ПМК-1113А), предназначенные для автоматического отключения генераторов от сети при коротких замыканиях внутри генераторов и на участках сети.

По сравнению с параллельной работой генераторов постоянного тока параллельная работа синхронных генераторов имеет ряд особенностей:

при включении генератора переменного тока порядок следования фаз э. д. с. генератора должен соответствовать порядку следования фаз сети;

э. д. с. и частота по величине должны быть примерно равны напряжению и частоте сети;

фазы э. д. с. должны совпадать с фазой напряжения сети. Синхронный генератор в сеть включается автоматически с помощью синхронизатора, состоящего из выпрямительного моста, конденсатора и ряда реле. Схема подключает генератор к сети, когда выполняются все перечисленные выше условия.

После включения генераторов на параллельную работу необходимо обеспечить автоматическое распределение между ними активных и реактивных мощностей (нагрузок).

Активной называется мощность, которая отбирается генераторами от привода и преобразуется в потребителях электрической энергии. Равномерное распределение активных мощностей достигается воздействием на привод через регуляторы скорости вращения.

Реактивной называется мощность, которая в течение одного полупериода отдается генератором в сеть, накапливается в магнитных полях индуктивных катушек (или емкостях), а в течение другого — возвращается в генератор. Среднее значение мощности за период оказывается равным нулю. Равномерное распределение реактивных мощностей между генераторами до-

стигается воздействием на возбуждение параллельно работающих генераторов через регуляторы напряжения.

Для уравнивания токов возбуждения параллельно работающих генераторов в угольных регуляторах напряжения имеются корректирующие обмотки.

Эксплуатация систем электроснабжения переменным током

Общие правила эксплуатации систем электроснабжения переменным током аналогичны правилам эксплуатации систем электроснабжения постоянным током. Особенности эксплуатации систем электроснабжения связаны в основном с тем, что они работают на токе с большим напряжением. Кроме того, эти системы имеют узлы, которые не применяются в системах электроснабжения постоянным током (трансформаторы, приводы постоянной скорости вращения).

Химические источники тока

К химическим источникам тока относятся аккумуляторные батареи.

Аккумуляторные батареи делятся на бортовые (устанавливаемые на летательном аппарате) и аэродромные.

Бортовые аккумуляторные батареи бывают кислотными или щелочными. Бортовые аккумуляторные батареи предназначаются для питания жизненно важных потребителей в полете (при выходе из строя генераторов) и снятия пиков тока при включении мощных потребителей. Они являются основными источниками электрической энергии при автономном запуске двигателей и кратковременной работе потребителей в случае отключения генераторов от бортовой сети (при работе двигателя в режиме малого газа или при отключении их).

Условные обозначения аккумуляторных батарей расшифровываются следующим образом: цифры перед буквами указывают количество последовательно соединенных элементов в батарее; буквы обозначают конструкцию (систему) и области применения; цифры после букв — емкость в ампер-часах при разряде на основном длительном режиме.

Основными типами бортовых свинцово-кислотных аккумуляторных батарей являются (табл. 5.3): 12-А-5, 12-А-10, 12-А-30, 12-САМ-28; 12-САМ-55 и др.

В этих обозначениях: А — авиационная; САМ — стартерная, авиационная, моноблочная; АСАМ — авиационная стартерная с адсорбированным электролитом моноблочная; КНБН — кадмиево-никелевая безламельная намазная; СЦС — серебряно-цинковая самолетная.

Основные типы аэродромных свинцово-кислотных аккумуляторных батарей являются (см. табл. 5.3): 12-АО-50, 12-АО-52 (здесь АО означает аккумуляторная батарея аэродромного обслуживания) и 12-АСА-145 (аэродромная, стартерная, авиационная).

Наиболее распространенными щелочными аккумуляторными батареями являются (см. табл. 5.3): 15-СЦС-45Б, 20-КНБН-25, 20-КНБН-30.

Принцип действия свинцовых аккумуляторов основан на обратимых реакциях между активными веществами электродов и электролитом. Активным веществом положительного электрода свинцового аккумулятора в заряженном состоянии является двуокись свинца PbO_2 , а отрицательного — свинец Pb . В качестве электролита используется водный раствор серной кислоты.

Электроды, помещенные в электролит, приобретают определенный электрический потенциал, обусловленный природой материалов электродов и электролитом.

Для полностью заряженного свинцового аккумулятора э. д. с. равна 2,105 В.

При замкнутой внешней цепи происходит разряд аккумулятора. Свободные электроны отрицательного электрода через внешнюю цепь поступают на положительный электрод, т. е. в цепи протекает ток. При зарядке катионы свинца отрицательного электрода вступают в реакцию с анионами SO_4^{--} , образуя сульфат свинца по уравнению

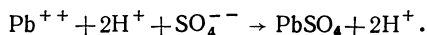
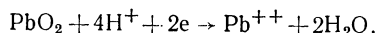


Таблица 5.3

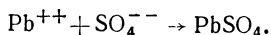
Основные технические данные некоторых типов авиационных аккумуляторных батарей

Тип батареи	Вес батареи с электро- литом, кгс	Плотность электроли- та, г/см³	Условия работы		Заряд батареи		Среднесуточ- ный самораз- ряд при 20°С		Режимы разряда								Макси- мальный режим	Ток, А	
									10-часовой			5-часовой			5-минутный				
			Окружающая температура, °С	Высота, км	1 сту- пень	2 сту- пень	В течение первых 15 су- ток, %	В течение 30 суток, %	Ток, А	Отдаваемая емкость, А·ч	Конечное на- пряжение разряда, В	Ток, А	Отдаваемая емкость, А·ч	Конечное на- пряжение разряда, В	Ток, А	Отдаваемая емкость, А·ч			Конечное на- пряжение разряда, В
12-A-30	27,8	1,285	+50 -50	15	3,5	1,8	1,3	1	3	26	1,7	—	—	107	9	1,2	210		
12-CAM-28	28,5	1,265	+50 -50	17	4	2	—	—	—	—	—	5,6	28	1,7	107	14,5	1,2	750	
12-ACAM-23	31	1,285	+60 -60	35	5	2,5	—	—	—	—	—	5	23	1,7	107	17,8	—	800	
12-CAM-55	58	1,265	+50 -50	18	8,5	4,5	—	—	—	—	—	11	55	1,7	215	40	—	1500	
12-ACA-145	—	1,265	—	—	16	8	—	—	—	—	—	25	115	1,7	—	—	—	1500	
12-AO-50	54	1,285	+50 -60	0	7,6	3,5	1	0,8	4,8	48	1,7	9	45	1,7	225	18,5	1,2	360	
12-AO-52	56	1,285	+50 -50	0	6	3,3	1	0,8	5,2	52	1,7	9	45	1,7	225	18,5	1,2	360	
15-СЦС-45	16,7	1,4	+50 -50	25	8	4	0,35	0,3	4,5	45	1	9	45	1—0,6	—	—	—	800	
15-СЦС-45А	17	1,4	+50 -50	25	8	4	0,35	0,3	4,5	45	1	9	45	1—0,6	—	—	—	750	
20-КНБН-25	24	1,25	+50 -50	35	10	5	1,5	—	—	—	—	5	25	—	—	—	—	750	
20-КНБ-30	36	1,25	+50 -50	35	10	5	1,5	—	—	—	—	6	30	—	—	—	—	750	

Вместе с катионами водорода электролита двуокись свинца положительного электрода образует воду и катионы свинца по уравнению



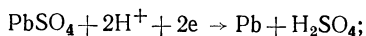
Поскольку электроды окружены раствором диссоциированной серной кислоты, то реакция продолжается



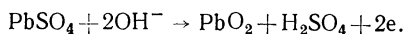
Таким образом, при разряде аккумулятора на электродах вместо двуокиси свинца PbO_2 и свинца Pb образуется сульфат свинца PbSO_4 .

При зарядке происходят обратные реакции:

на отрицательном электроде



на положительном электроде



Из щелочных аккумуляторов на летательных аппаратах наибольшее применение находят серебряно-цинковые и кадмиево-никелевые аккумуляторы.

Принцип действия щелочных аккумуляторов также основан на обратимых реакциях между активными веществами электродов и электролитом.

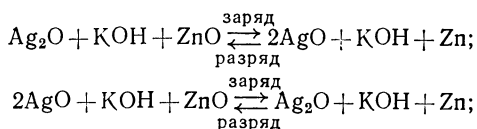
Активным веществом положительного электрода серебряно-цинкового аккумулятора является окись серебра Ag_2O , а отрицательного электрода цинк Zn . В качестве электролита используется раствор щелочи KOH плотностью $\gamma = 1,4 \text{ г/см}^3$ с присадками.

Для полностью заряженного серебряно-цинкового аккумулятора э. д. с. равна 1,82—1,86 В.

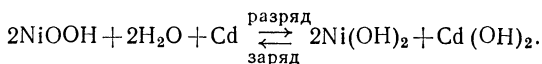
При замкнутой внешней цепи происходит разряд аккумулятора. Процесс разрядки происходит в две ступени. На первой ступени разряда восстанавливается двухвалентное серебро Ag_2O . При этом э. д. с. аккумулятора падает до 1,56 В. Разряд аккумулятора на верхней (первой) ступени происходит до тех пор, пока аккумулятор не отдаст примерно 30% емкости.

Заряд аккумулятора идет в обратном порядке.

Обратимые реакции, протекающие в серебряно-цинковом аккумуляторе, в общем виде могут быть представлены следующими уравнениями:



В кадмиево-никелевом аккумуляторе активным веществом положительного электрода является гидрат окиси никеля NiOOH , а отрицательным — губчатый кадмий. При разрядке и зарядке протекают следующие реакции:



Как и в серебряно-цинковом аккумуляторе плотность электролита в кадмиево-никелевом аккумуляторе не зависит от степени разряженности аккумулятора.

Эксплуатация аккумуляторных батарей

Аккумуляторные батареи получают с завода в сухозаряженном или в разряженном состоянии. Особенность сухозаряженных батарей состоит в том, что они длительно (несколько лет) сохраняют сообщенный им заряд. Это достигается сушкой пластин при высокой температуре в инертной среде в процессе формовки. Условием сохранения заряженности до ввода батарей в эксплуатацию является полное отсутствие влаги в элементах, так как влага ускоряет процесс окисления отрицательно заряженных пластин. Поэтому элемен-

ты сухозаряженных аккумуляторных батарей герметически закрываются глухими пробками, а сепараторы изготавливаются из синтетических материалов и не содержат влаги.

Преимущество сухозаряженных аккумуляторных батарей состоит в том, что для приведения их в рабочее состояние требуется всего несколько часов (пропитка и подзаряд). Большинство применяемых аккумуляторных батарей можно в случае необходимости (при введении в рабочее состояние) лишь пропитать и проверить, не подзаряжая.

Разряженные аккумуляторные батареи собираются из формованных, но разряженных пластин. Для этих батарей тщательная герметизация не обязательна: сепарация может быть любой. Срок допустимого хранения таких батарей значительно меньше, чем у сухозаряженных, а процесс приведения в рабочее состояние занимает несколько суток.

Иногда заводы поставляют аккумуляторные батареи, прошедшие электрические испытания. После приведения в рабочее состояние и электрических испытаний эти батареи подготавливают к хранению. Срок их хранения значительно меньше, чем у неприведенных в рабочее состояние. Отличительный знак аккумуляторных батарей, прошедших испытания, красная полоса на стенке.

Хранение новых аккумуляторных батарей до приведения в рабочее состояние должно производиться в чистом сухом закрытом помещении при температуре от 5 до 30° С с плотно завернутыми пробками.

Приведение аккумуляторных батарей в рабочее состояние и подготовка к эксплуатации производятся на аккумуляторной зарядной станции (АЗС) в соответствии с инструкцией, учитывающей электрические характеристики аккумуляторной батареи каждого типа.

Подготовленная для установки на самолет аккумуляторная батарея должна иметь напряжение и плотность электролита (табл. 5.4; 5.5), соответствующие признакам окончания зарядки. Но в этом следует убедиться не только по записям в журнале АЗС, но и путем измерения температуры в средних элементах, а также плотности электролита в каждом элементе. Перед проверкой уровня электролита (табл. 5.6) аккумуляторную батарею нужно 2—3 раза покачать для удаления газов. При этом необходимо соблюдать определенные меры предо-

Т а б л и ц а 5.4

**Плотность электролитов, применяемых при эксплуатации
авиационных аккумуляторных батарей**

Электролит	Плотность электролита при 25° С			
	Батарей серии А	Батарей серии САМ	Батарей серии АСА	Батарей серии АО
Для заливки сухозаряженных батарей при приведении в рабочее состояние	1,285	1,260	1,265	—
Для заливки сухих разряженных батарей при приведении в рабочее состояние	—	—	—	1,060
Для заливки батарей, проходивших электрические испытания на заводе-изготовителе (с красной полосой на стенках), при приведении в рабочее состояние	1,120	1,120	1,120	1,120
Для заливки батарей, хранившихся без электролита, при перерывах в эксплуатации	1,120	1,120	1,120	1,120
Рабочий электролит у заряженных батарей при летней и зимней эксплуатации	1,285	1,260	1,265	1,285

Таблица 5.5

Зависимость изменения плотности электролита от температуры

Температура электро- лита, °С	Поправка	Температура электро- лита, °С	Поправка
+50	+0,0175	0	-0,0175
+45	+0,0140	-5	-0,0210
+40	+0,0105	-10	-0,0245
+35	+0,0070	-15	-0,0280
+30	+0,0035	-20	-0,0315
+25	+0,00	-25	-0,0350
+20	-0,0035	-30	-0,0385
+10	-0,0105	-40	-0,0455
+ 5	-0,0140	-45	-0,0490

Таблица 5.6

Уровень электролита над предохранительным щитком, лежащим на верхних кромках сепараторов

Серия аккумуляторных батарей	A	CAM	ACA	AO
Уровень электролита, мм	7—10	6—8	10—12	5—8

сторожности. Во время работы с кислотой необходимо надевать защитные очки, резиновые перчатки, резиновый передник и галоши. При работе с аккумулятором необходимо всегда иметь под рукой холодную воду для удаления электролита, если он попал на кожу и водный раствор нашатырного спирта или 10%-ный раствор кальцинированной соды для удаления кислоты, если она попала на одежду (рис. 5.1).

На каждом элементе следует проверить напряжение, которое должно быть не менее 2 В.

Далее проверяется состояние болтов и гаек выводных клемм: болты и гайки должны иметь исправную резьбу, а наконечники токоотводящих шин и поверхность клемм, соприкасающихся с шинами, должны быть очищены от окислов.

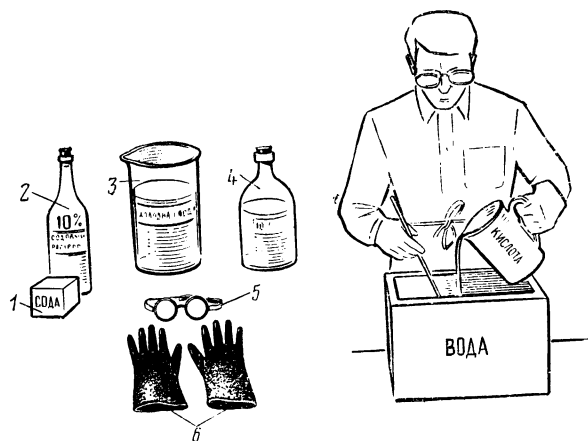


Рис. 5.1. Средства защиты от ожогов при работе с кислотой:

1 — кальцинированная сода; 2 — 10%-ный раствор кальцинированной соды; 3 — холодная вода; 4 — 10%-ный водный раствор нашатырного спирта; 5 — очки; 6 — резиновые перчатки

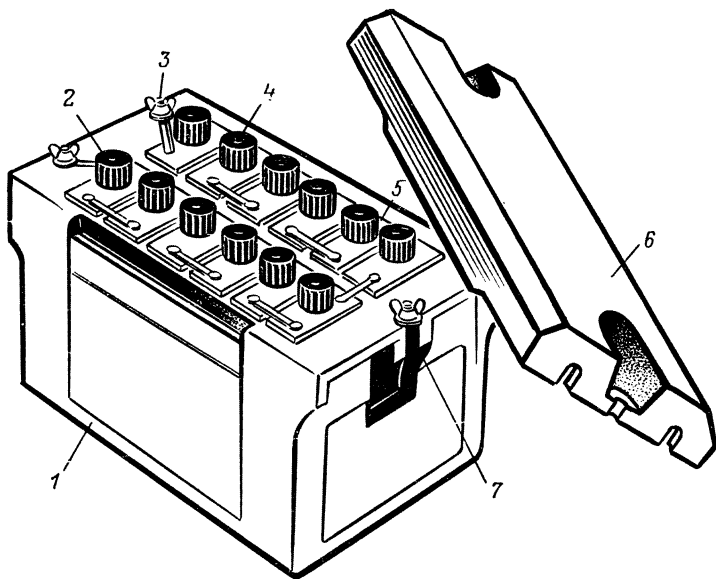


Рис. 5.2. Внешний осмотр (проверка) аккумуляторной батареи:

1 — проверяют, нет ли трещин блока; 2 — проверяют, нет ли повреждений в пробках; 3 — продувают пробки; 4 — проверяют качество резьбы, чистоту контактов и если нужно смазывают вазелином; 5 — протирают досуха мастики, проверка на отсутствие трещин; 6 — проверка уровня и плотности электролита; 7 — проверка исправности крышки; 8 — осмотр и проверка резьбы

Моноблоки не должны иметь трещин и сколов, а поверхность мастики должна быть сухой и не иметь повреждений (рис. 5.2).

Особое внимание должно быть обращено на исправность пробок. В рабочем состоянии аккумуляторной батареи пробки должны быть полностью завернуты.

Емкость бортовых кислотных аккумуляторных батарей, допускаемых к эксплуатации в полете, должна быть не менее 75% номинальной.

При установке на самолет бортовых кислотных аккумуляторных батарей их напряжение должно быть не менее 24 В при нагрузке током 5-часового разряда в течение 10—20 с.

В процессе эксплуатации аккумуляторных батарей всех типов, особенно во второй половине срока их службы, находящаяся в электролите во взвешенном состоянии некоторая часть активной массы электродов попадает внутрь пробок и оседает на стенках и клапанах. Постепенно осаждающийся слой утолщается и может привести к закупорке вентиляционных каналов и к склеиванию клапанов с корпусами пробок (в закрытом или открытом положении).

Постоянно закрытое положение клапана или закупорка вентиляционного канала совершенно недопустимы, так как повышение давления газов внутри аккумулятора вызовет разрушение заливочной мастики (вспучивание и трещины); при минусовых температурах порядка 30—50° С мастика делается очень твердой, и закупорка может привести к разрыву моноблоков.

Постоянно открытое положение клапана также недопустимо, так как оно создает условия для выплескивания электролита.

В связи с этим в эксплуатации рекомендуется тщательно промыть пробки в 5—10%-ном растворе кальцинированной соды при температуре 30—40° С, а затем в воде и просушить на воздухе при комнатной температуре.

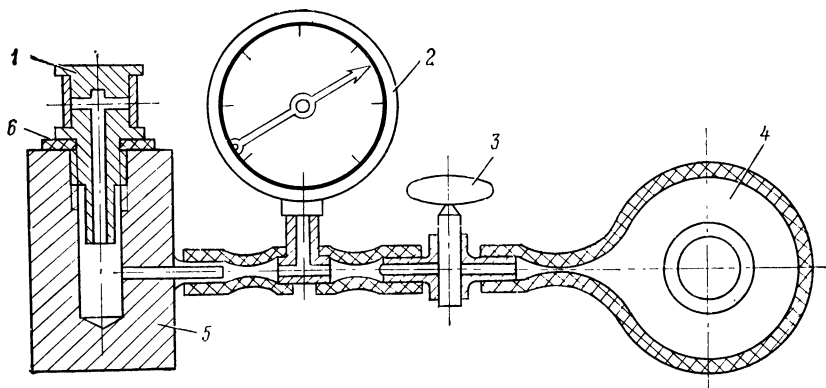


Рис. 5.3. Приспособление для контроля пробок аккумуляторных батарей:
1 — пробка; 2 — манометр на 1—2 кгс/см²; 3 — экран; 4 — груша; 5 — патрон; 6 — цинковая шайба

Такую промывку целесообразно делать не реже 1 раза в три месяца, а при возможности ежемесячно.

Для контроля работы пробок можно пользоваться несложным приспособлением (рис. 5.3).

Предупреждение и устранение неисправностей аккумуляторных батарей

Вредная сульфатация. При разрядке аккумуляторной батареи на поверхности и в порах активного материала положительных и отрицательных пластин образуется сульфат $PbSO_4$. Этот процесс является закономерным и связанным с получением электроэнергии. Образовавшийся разрядный сульфат имеет мелкокристаллическую структуру и при своевременном нормальном заряде легко и быстро превращается в первоначальное состояние заряженной активной массы. Поэтому такая сульфатация не является вредной.

При неправильном уходе и эксплуатации аккумуляторных батарей, когда они будучи частично или полностью разряженными, длительное время не заряжаются, сульфат свинца перекристалливается и становится крупнокристаллическим. Этот сульфат покрывает поверхность пластин, закрывает поры, выключает из работы внутренние слои активной массы и значительно увеличивает внутреннее сопротивление батареи. Для заряда требуется больше времени и электроэнергии.

Засульфатированная батарея труднее воспринимает заряд, в ней быстро повышается температура электролита и идет бурное газовыделение. Если эти явления ошибочно принять за признаки окончания (зарядки) (тогда как аккумуляторная батарея совершенно не заряжена), то это приводит к усилению вредной сульфатации.

При систематических недозарядках аккумуляторной батареи и доливке ее электролитом вместо дистиллированной воды, а также при глубоких недопустимых разрядах ниже 1,7 В на элемент вредная сульфатация становится неустраняемой, а батарея неработоспособной.

Признаками вредной сульфатации являются: повышенное напряжение в начале заряда и пониженное в конце; медленное повышение плотности электролита при заряде или отсутствие повышения плотности; быстрое повышение температуры электролита при заряде; преждевременное газовыделение (кипение) в конце заряда; резкое понижение напряжения при разряде и резкое понижение емкости.

Если нарушения правил эксплуатации не успели вызвать сильную сульфатацию пластин, то она может быть устранена проведением на АЭС специальных десульфатационных зарядов.

Переполюсовка аккумуляторной батареи или ее элементов может произойти при неправильном подключении в зарядную цепь или в том случае, если разряд продолжаться после того как напряжение у одного или нескольких элементов упало до предельного значения (1,7 В на длительном режиме). В последнем случае слабые элементы быстро разряжаются до нуля, а ток остальных заряженных элементов течет через разряженные элементы как зарядный, но производит заряд с обратной полярностью.

Признаком переполюсовки элементов является резкое падение напряжения аккумуляторной батареи (каждый разряженный или переполюсованный элемент снижает напряжение на 2—4 В).

Для устранения переполюсовки необходимо провести на АЗС два-три контрольно-тренировочных цикла.

Для повышения надежности аккумуляторных батарей в случае глубоких разрядов и переполюсовок в электролит рекомендуется добавлять сульфат натрия Na_2SO_4 исходя из расчета: на каждый литр электролита добавляется 15—20 г сульфата. При этом необходимо учитывать, что каждые 10 г сульфата натрия повышают плотность электролита на 0,01 г/см³. Следовательно, перед внесением сульфата натрия плотность электролита должна быть снижена на 0,15—0,020 г/см³ от установленной нормы.

Короткое замыкание внутри элементов (соединение положительных пластин с отрицательными) может произойти по следующим причинам: из-за смещения сепаратора в результате грубого обращения; из-за накопления шлама на дне сосуда элемента, восстановления шлама до свинца при зарядах и перекрытиях пластин; из-за попадания в элемент постороннего токопроводящего предмета.

Признаками короткого замыкания в элементе являются следующие: удельный вес электролита при заряде почти не повышается и в конце заряда он значительно ниже, чем у других элементов; непрерывное уменьшение удельного веса электролита от цикла к циклу, а также быстрая потеря емкости; от зарядной цепи напряжение на элементе резко падает, иногда до нуля.

Для устранения короткого замыкания производится ремонт аккумуляторной батареи.

Повышенный саморазряд. Постепенный саморазряд аккумуляторной батареи при отключенных потребителях является нормальным следствием местных электрохимических процессов. Однако при плохой эксплуатации саморазряд может быть сильно повышенным. Причинами этого могут быть наличие между элементами и на поверхности батарей пролитого электролита, а также загрязнение электролита в элементах вредными примесями железа, меди, органических и других веществ.

Бортовые аккумуляторные батареи разрешается использовать только для кратковременной проверки маломощных потребителей, создающих нагрузку, не превышающую ток 5-часового режима, а также для запуска авиадвигателей согласно инструкции по эксплуатации самолета.

Бортовые аккумуляторные батареи закрепляются за самолетом. На аккумуляторных батареях и съемных контейнерах должна быть надпись с указанием бортового номера самолета и принадлежности к подразделению. В случаях неисправности аккумуляторных батарей разрешается устанавливать запасные аккумуляторные батареи (аккумуляторы).

Помещения и контейнеры для хранения аккумуляторных батарей (аккумуляторов) должны быть чистыми, сухими, вентилируемыми и надежно защищенными от попадания пыли и влаги. Температура в них должна поддерживаться в пределах, оговоренных инструкцией по эксплуатации. Совместное хранение и заряд кислотных и щелочных аккумуляторных батарей **категорически запрещается**.

Оставлять аккумуляторные батареи на борту **запрещается** при их неисправности, при консервации самолетов, при длительном нахождении самолетов в условиях отрицательных температур, если — это не предусмотрено инструкциями по эксплуатации аккумуляторных батарей и указаниями.

В эксплуатации можно проводить разряд аккумуляторных батарей током любой силы, не превышающей следующих значений: 12-A-5 — 30 А; 12-A-10 — 60 А; 12-A-30 — 210 А; 12-АСАМ-23—800 А; 12-САМ-28 — 750 А; 12-САМ-55 — 1500 А; 12-АСМ-145 — 1500 А; 12-АО-50 — 360 А; 12-АО-52 — 360 А;

15-СЦС-45 — 800 А; 15-СЦС-45А — 750 А; 20-КНБН-25 — 800 А; 20-КНБН-40 — 1600 А.

Не следует держать на самолете разряженную или полуразряженную аккумуляторную батарею, так как это делает невозможным автономный запуск двигателей и отрицательно сказывается на самой аккумуляторной батарее (вредная сульфатация, переполусовка элементов), причем значительно сокращается срок ее службы.

Разряженные аккумуляторные батареи рекомендуется отправить на АЗС не позднее чем через 8 ч.

При эксплуатации аккумуляторных батарей необходимо учитывать, что хранение их с повышенной плотностью электролита существенно сокращает срок службы.

При эксплуатации серебряно-цинковых аккумуляторных батарей особое внимание следует обращать на состояние газовыхыходящего клапана и уровень электролита. Клапаны следует отвертывать только при заливке и корректировке уровня электролита, а также при промывке аккумуляторной батареи.

Все остальное время клапаны должны быть плотно завернуты, иначе будет происходить испарение электролита.

Непрерывный разрядный максимальный ток аккумуляторной батареи из-за перегрева ограничивается до определенной величины (например, для 15-СЦС-45 — 200 А, кратковременно до 750 А). Максимальная температура нагрева аккумулятора не должна превышать 80° С.

До выпуска самолета в полет необходимо убедиться, что аккумуляторные батареи имеют достаточную емкость (по счетчику ампер-часов) и что все они пригодны к эксплуатации. Для этого нужно подключить схему поэлементного контроля и измерить э. д. с. каждого элемента. Если оно ниже заданного (например, для 15-СЦС-45А—1,82 В) хотя бы у одного элемента, то аккумуляторную батарею следует снять с эксплуатации и отправить на заряд.

Уровень электролита в заряженной аккумуляторной батарее должен быть у верхней красной черты, нанесенной на стенке сосуда, или несколько ниже, а в заряженной — на уровне нижней или несколько выше. Ни в коем случае уровень электролита не должен быть выше верхней черты или ниже нижней, при обнаружении этого следует произвести корректировку уровня на АЗС.

Серебряно-цинковые аккумуляторные батареи в отличие от свинцово-кислотных не имеют параметров, позволяющих судить о степени заряженности. Поэтому примерную величину остаточной емкости можно определить по счетчику ампер-часов или подсчетом имевшегося расхода емкости (количество запусков, количество полетов, расход тока и т. д.).

Получать с АЗС на эксплуатацию рекомендуется только такие аккумуляторные батареи, которые выдержаны на ней после заряда в течение 24 ч. Этим обеспечивается тщательный контроль после заряда и исключение случаев установки на самолет неисправных аккумуляторных батарей.

Авиационные преобразователи электрической энергии

На летательных аппаратах, где основной системой электроснабжения является система постоянного тока, для получения переменного тока стабильной частоты применяются электромашины преобразователи серий ПО (преобразователь однофазный), ПТ (преобразователь трехфазный) и МА (мотор-альтернатор). Обычно к центральному распределительному устройству подключаются два преобразователя — основной и резервный. В случае отказа основного преобразователя обеспечивается автоматическое (коробки КПР-7, КПР-9) или ручное включение резервного преобразователя.

Наиболее широкое распространение получили преобразователи серии ПО, имеющие на выходе напряжение 115 В (табл. 5.7) и серии ПТ, имеющие на выходе напряжение 36 В (табл. 5.8) и частоту 400 Гц.

Преобразователи однофазные серии ПО изготавливаются мощностью от 140 до 6000 ВА. Преобразователи серии ПО представляют собой мотор-генераторы, состоящие из электродвигателя постоянного тока и расположенного с ним на одном валу однофазного синхронного генератора. На корпусе преобразователя коробка управления предназначается для дистанционного запуска преобразова-

Таблица 5.7

Технические данные однофазных преобразователей серии ПО

Параметры	Типы преобразователя								
	ПО-500 2-й серии	ПО-500А	ПО-750Б	ПО-750А	ПО-1500	ПО-1500ВТ-2И	ПО-3000	ПО-4500	ПО-6000
Напряжение питания, В	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%	27 ± 10%
Потребляемый ток, А, не более	41	41	56	56	104	100	190	280	370
Выходное напряжение, В	115	115 ± 4,6	115	115 ± 4,6	115 ± 4,6	115 ± 4,6	115 ± 4,6	115 ± 4,6	115 ± 4,6
Отдаваемая мощность, ВА	500	500	750	750	1500	1500	3000	4500	6000
Коэффициент мощности (индуктивный)	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
Отдаваемый ток, А	4,35	4,35	6,51	6,51	13	13	26,1	39	52,1
Частота, Гц	400 ± 20	400 ± 20	400 ± 20	400 ± 28	400 ± 28	400 ± 20	400 ± 8	400 ± 28 — 20	40 ± 28 — 20
Скорость вращения, об/мин	12 000	12 000	12 000	12 000	8 000	8 000	8 000	8 000	8 000
Скорость, при которой происходит отключение преобразователя, об/мин	14 600 ⁺⁴⁰⁰ _{—600}	14 600 ⁺⁴⁰⁰ _{—600}	14 600 ⁺⁴⁰⁰ _{—400}	14 600 ⁺⁴⁰⁰ _{—600}	9 100 [—] _{10 000}	9 100 [—] _{10 000}	9 100 [—] _{10 000}	9 700 ± 300	9 600 ± 500
Высотность работы, м	18 000	20 000	18 000	20 000	20 000	20 000	17 000	17 000	17 000
Режим работы	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный	Длительный
Вес преобразователя с регулятором напряжения, кгс	12,5	12,5	15,5	14,8	23,5	30	37,1	47	60

Технические данные трехфазных преобразователей серии ПТ

Параметры	Типы преобразователей								
	ПАГ-1Ф	ПТ-70Ц	ПТ-125Ц	ПТ-200Ц	ПТ-500Ц	ПТ-1000Ц	ПТ-1500Ц	ПТ-3000Ц	ПТ-6000Б
Напряжение питания, В	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%
Потребляемый ток, А, не более	4	5,4	8	14	37	60,5	87	180	350
Выходное напряжение (линейное), В	—	36±3%	36±3%	36±3%	36±3%	36±3%	36±1,5 в	208	208
Отдаваемая мощность, ВА	53	70	125	200	500	1 000	1 500	3 000	5 300
Коэффициент мощности (индуктивный)	0,65	0,65	0,6	0,6	0,8	0,8	0,8	0,85	0,9
Отдаваемый ток (фазный), А	0,5—0,85	1,12	2	3,2	8	16,1	23,4	8,4	14,7
Частота, Гц	400±2%	400±2%	400±2%	400±2%	400±2%	400±2%	400±2%	—	—
Скорость вращения, об/мин	8 000	8 000	12 000	8 000	12 000	12 000	8 000	8 000	8 000
Высотность работы, м	20 000	20 000	20 000	18 000	20 000	18 000	—	—	—
Коэффициент полезного действия, %	30	30	34	31	40	49	52,5	52,5	51
Режим работы	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность	Длительность
Вес преобразователя, кгс	3,5	4,2	5,2	8,5	15	20	27	43	53
Сила давления щетки на коллектор, г	225±25	120+40	120+40	190+10	410±40	500+50 500-40	650+50	450+30	425+25
Сила давления щетки на контактные кольца, г	—	—	—	—	—	—	200+30	350+30	650±50

теля, стабилизации его выходного напряжения и частоты, понижения уровня радиопомех, создаваемых им при работе, и отключения преобразователя при увеличении скорости вращения выше допустимой.

Трехфазные преобразователи серии ПТ изготавливаются мощностью от 70 до 6000 ВА. Преобразователи серии ПТ представляют собой двигатель-генераторные агрегаты, состоящие из электродвигателя постоянного тока и расположенного с ним на одном валу трехфазного синхронного генератора. На корпусе преобразователя расположена коробка управления, предназначенная для дистанционного запуска преобразователя, стабилизации выходного напряжения и частоты (для преобразователей типа ПТ мощностью 500 ВА и более), уменьшения уровня радиопомех и отключения преобразователя при увеличении скорости вращения выше допустимой. Преобразователи типа ПТ мощностью до 200 ВА имеют возбуждение генератора от постоянных магнитов.

Трехфазные преобразователи серии ПАГ (ПАГ-1Ф, ПАГ-1ФП и др.) по принципу действия и устройства аналогичны преобразователям серии ПТ малой мощности.

У преобразователей серий ПАГ и ПТ малой мощности напряжение не регулируется, так как они рассчитаны на постоянную нагрузку. Стабилизация скорости вращения преобразователей осуществляется или с помощью центрального регулятора (у преобразователей ПТ-70) или автоматически, изменением тока в обмотке управления двигателем.

Преобразователи типа МА (мотор-альтернатор, т. е. двигатель-генератор) предназначены для преобразования постоянного тока бортовой сети в переменный ток напряжением 115 В, частотой 400 Гц. Преобразователи типа МА состоят из двух электромашин, размещенных в одном корпусе: электродвигателя постоянного тока смешанного возбуждения и бесколлекторного однофазного синхронного генератора переменного тока индукторного типа (ротором генератора является индуктор, выполненный из листов электротехнической стали имеющий полюсные выступы). Сверху корпуса преобразователя размещена коробка управления, предназначенная для регулирования напряжения генератора, дистанционного включения преобразователя, регулирования режима работы преобразователя.

Для преобразования постоянного в переменный применяются **статические** (транзисторные) **преобразователи** (СПО-4).

Для преобразования постоянного тока низкого напряжения (27 В) в постоянный ток высокого напряжения (для питания анодно-экранных цепей радиоустройств) применяются **радиоумформеры**.

Эксплуатация преобразователей электрической энергии

В процессе эксплуатации при подготовках к полету проверяется внешнее состояние и надежность крепления преобразователей. При проверке под током проверяется величина выдаваемого напряжения и потребляемый ток.

При регламентных работах через каждые 100—600 ч налета проверяют потребляемый ток, пределы регулирования уровня напряжения, стабильность частоты и напряжения при изменении нагрузки, состояние щеточно-коллекторного узла и узла контактных колец, высоту щеток, состояние регулятора напряжения преобразователя.

Для проверки работы подшипников щетки извлекают из щеткодержателей. Подшипник должен работать без тряски и хруста. В открытых подшипниках перидически пополняется смазка. Точность стабилизации напряжения и частоты, а также сила тока, потребляемая преобразователем, проверяется под нагрузкой и на холостом ходу, на борту или на стендах в лаборатории. У трехфазных преобразователей напряжение должно проверяться во всех трех фазах.

Аэродромные средства снабжения самолетных потребителей электроэнергией

Для целей электроснабжения бортовых потребителей электрической энергией во время наземного обслуживания оборудования летательных аппаратов применяют передвижные аэродромные электрические агрегаты типа АПА и ЭГУ. Основные технические характеристики аэродромных агрегатов типа АПА и ЭГУ приведены в табл. 5.9.

Основные технические характеристики передвижных аэродвигательных агрегатов

Наименование характеристики										
	АПА-2МП	АПА-3МП	АПА-4	АПА-5	АПА-12Б	АМА-3Б-2М	АПА-50	АПА-50М	ЭГУ-3	ЭГУ-3М
1. Источники постоянного тока										
а) генератор:										
тип	ПР-600	ПР-600	ПР-600× ×2	—	ГСР- 18000	ПР-600× ×2	ГАО-36 (2 ген.)	ГАО-36	ГСР-18000М	
мощность, кВт	17	17	34	42	18	34	50	50	18	36
напряжение, В	28,5	28,5	28,5	28,5	28,5	28,5; 57	28,5	28,5	28,5	28,5
номинальный ток										
нагрузки, А	600	600	1200	—	1200	1200	835	—	600	—
б) аккумулятор:										
тип	12-АО-50 (2 бат.)	12-АСА- 145 (6 бат.)	12-АСА- 145 (2 бат.)	12-АСА- 145 (2 бат.)	12-АО-50 (2 бат.)	12-АСА- 145 (3 бат.)	12-АСА- 145 (2 бат.)	12-АСА- 145 (2 бат.)	12-АО-52 (4 бат.)	12-АО-50 (2 бат.)
емкость, А·ч	180	145×8	145×2	145×2	180	145×2	145×2	145×2	208	180
2. Источники переменного тока										
а) преобразователи:										
тип	ПО-4500	ПО-4500	ГС-12Т СГО-8	—	ПО-4500	ПО-6000	ПТ-1500	—	—	—

мощность кВА	4,5	4,5	4,6	—	4,5	6	1,5	—	—	—
напряжение, В	115	115	115	115	115	115	36	—	—	—
частота, Гц	400 ⁺²⁸ ₋₂₀	400 ⁺²⁸ ₋₂₀	400, 900	400 ⁺²⁸ ₋₂₀	400 ⁺²⁸ ₋₂₀	400 ⁺²⁰ ₋₂₀	400	—	—	—
ток нагрузки, А	39	39	40	—	39	52	40	—	—	—
б) генератор:										
тип	—	—	Г107Г; Г108Г	ГТ-40П46	—	—	СГО-30У	СГО-30У	СГО-12	СГО-12
мощность, кВА	—	—	—	—	—	—	30	30	12	12
напряжение, В	—	—	—	40	—	—	115	115	115	115
частота, Гц	—	—	—	208	—	—	400	400	400—900	400
ток нагрузки, А	—	—	—	400	—	—	144	—	144	—
в) генератор:										
тип	—	—	—	—	—	—	СГО-90/ 360	ГТ60П— 48АТВ	СГС-30Б	—
мощность, кВА	—	—	—	—	—	—	50	50	30	30
напряжение, В	—	—	—	—	—	—	208	208	208	208
частота, Гц	—	—	—	—	—	—	400	400	400	400
ток нагрузки, А	—	—	—	—	—	—	120	—	84	—
3. На шасси какого авто- мобиля смонтировано	ЗИЛ-150	ЗИЛ- 164А	Урал- 375Б	Урал-375	ГАЗ-69	ЗИЛ- 130АД	ЗИЛ-130	ЗИЛ-131	ГАЗ-51 (ЗИЛ- 123)	ЗИЛ-131
4. Количество человек, обслуживающих агрегат	2	1	1	—	—	1	1	—	2	—
5. Время развешивания (свертывания), мин	10	—	—	—	10	—	—	—	120	—
6. Максимальная ско- рость передвижения по шос- се, км/ч	65	70	75	75	50	75	—	60	70	60
7. Полный вес снаряжен- ного агрегата, кгс	6 350	6 400	10 660	—	2 300	8 000	8 500	10 590	5 170	—

2. ЗАПУСК И УПРАВЛЕНИЕ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ ЗАПУСКА

Бортовые электрические устройства запуска силовых установок

К устройствам запуска реактивных авиационных двигателей относятся: пусковые коробки (панели), электростартеры, пусковые катушки, центробежные датчики, пневмоконтакты, пусковые топливные распределители, электромагнитные топливные краны, автоматы времени.

Пусковые коробки (панели) предназначены для управления запуском двигателя. Управление производится по заранее заданной программе: в зависимости от времени или от скорости вращения ротора двигателя, или используются оба способа управления запуском.

Для управления запуском двигателя по времени применяют **пусковые панели** типа ПС, АВП, АВ, АПД, КАЗ, которые состоят из автомата времени пуска и групп реле, размещенных в одной коробке.

Для управления запуском авиадвигателя по скорости вращения ротора применяются **релейные коробки** серии ПТ, работающие в комплекте с тахогенератором типа ТД. В релейных коробках серии ПТ установлены реле максимальных оборотов (РМО-4, РМО-413), реле напряжения (РЛН-4), контактор, промежуточные реле.

К электрическим агрегатам предварительной раскрутки авиадвигателей относятся стартеры прямого действия, стартер-генераторы и стартеры косвенного действия.

Стартеры прямого действия (например, СТ-2, СТ-2-48, СТ-2-48В и др.) представляют собой четырехполюсные электродвигатели смешанного возбуждения мощностью от 3 до 7 кВт. Для обеспечения раскрутки и расцепления статоров с ротором двигателя имеется специальная муфта.

В работе стартер-генераторов использован принцип обратимости электрических машин постоянного тока. Соединение вала стартер-генератора с валом двигателя осуществляется через фрикционную муфту и редуктор с изменяющимся передаточным числом.

Стартеры косвенного действия обеспечивают запуск турбостартера, который, в свою очередь, обеспечивает раскрутку ротора авиадвигателя. Наибольшее распространение получили электростартеры серии СА (например, СА-189Б), представляющие собой двухполюсные электродвигатели постоянного тока последовательного возбуждения мощностью 1000—1500 Вт.

Для отключения стартеров используются центробежные, пневмоэлектрические и гидроэлектрические выключатели.

Центробежные выключатели замеряют скорость вращения ротора двигателя и при определенной скорости отключают стартер.

Пневмоэлектрические выключатели обеспечивают размыкание электроцепи стартера при определенном давлении за компрессором.

Гидроэлектрические выключатели отключают стартер при возрастании давления масла в маслосистеме двигателя до определенной величины, которая зависит от скорости вращения.

Электромагнитные топливные краны предназначены для управления подачей топлива в авиадвигатель (турбостартер); применяются в системах пускового, рабочего и форсажного топлива; представляют собой соленоид с сердечником и клапаном.

Пусковой топливный распределитель ПТР осуществляет автоматическое дозирование подачи топлива в авиадвигатель при его запуске. ПТР состоит из трех электромагнитных золотниковых клапанов разного сечения. В зависимости от скорости вращения двигателя обмотки электромагнитов обесточиваются в определенной последовательности, клапаны открываются, при этом обеспечивается ступенчатое регулирование подачи топлива.

Командные автоматы запуска предназначены для отработки программы запуска газотурбинных двигателей по времени; работают в комплекте с группами реле (КАЗ-12В, КПр-15А, Пр-12В, ПУ-3Б, ПУ-3БФ, ПУ-44, ПУ-4Б, ПУ-9Б, ПУ-9БН).

Электрическое зажигание в авиационных двигателях

Электрическое зажигание предназначено для воспламенения топливо-воздушной смеси в камерах сгорания двигателя.

По назначению системы зажигания разделяются на пусковые (работают в процессе запуска) и рабочие (работают на протяжении всего периода работы двигателя).

Основными элементами пусковых систем зажигания, применяемых как на поршневых, так и на газотурбинных двигателях, являются пусковые (индукционные) катушки или вибраторы (КП-21, КП-21Б, КП-21М1, КПМ-1, КПН-4) высоковольтные экранированные провода, запальные свечи и аппаратура управления с соединительными проводами (агрегаты зажигания 1КНИ-11Б-Т, 1КНО-11, КМИ-224Т, низковольтные системы зажигания СКН-2Б, СКНВ-22-2, СКНБ-22-4).

Рабочие системы зажигания используются только в поршневых авиадвигателях.

Основными элементами рабочих систем зажигания являются магнето, провода высокого напряжения, экранирующие устройства и переключатели магнето.

В последнее время наряду с высоковольтными системами зажигания (до 20 000 В) все большее применение находят низковольтные системы зажигания (до 5000 В) как более надежные, особенно в высотных условиях.

Эксплуатация систем запуска силовых установок

В процессе эксплуатации при подготовках к полету проверяется внешнее состояние и надежность крепления агрегатов системы запуска. Оценка работоспособности системы производится при запуске авиадвигателей.

При регламентных работах через 200—600 ч налета проверяется надежность крепления, работоспособность и основные параметры пусковых и форсажных катушек зажигания, свечей, автоматов времени, коробок выдачи сигналов.

Особенности эксплуатации агрегатов системы запуска связаны с размещением их на двигателях и в других местах с повышенными вибрационными нагрузками, а также с необходимостью строгого выдерживания интервалов времени по программе запуска. Этим определяются объекты первоочередного контроля при эксплуатации.

При эксплуатации электрических систем запуска авиационных двигателей особо тщательно контролируются электрические источники питания, применяемые для запуска.

Бортовые штепсельные разъемы должны постоянно содержаться в чистоте и обеспечивать надежный контакт при подсоединении кабеля от наземных источников питания. Отсутствие надежного контакта в бортовом разьеме, штепсельном разьеме бортовых аккумуляторных батарей и местах присоединения силовых проводов к агрегатам запуска приводит к большим потерям напряжения на переходных сопротивлениях, местным нагревам и возникновению отказов. На контактах силовых контакторов допускается подгар и перенос металла на площади не более 75% общей площади контакта. Состояние контактов контакторов и качество затяжки соединений силовых проводов проверяются при выполнении регламентных работ. Включение и выключение наземных (бортовых) источников питания во всех случаях производится только с разрешения командира экипажа (техника самолета). Невыполнение этого указания, например обесточивание бортовой сети при останове двигателей с электрическими кранами прекращения подачи топлива, приводит к открытию кранов и возникновению пожара в двигателе. В других случаях даже кратковременное обесточивание может привести к нарушениям в работе автоматики и агрегатов запуска двигателя и выходу их из строя.

При эксплуатации электрических агрегатов предварительной раскрутки двигателей проверяется: состояние щеточно-коллекторного узла (исправность и чистота коллектора, высота и плавность хода щеток, исправность изоляции проводов, крепление деталей); состояние подшипников и исправность храповых муфт и электромагнитных муфт сцепления. По приборам, установленным на

борт самолета или специально подключенным к наземным источникам питания проверяется сила тока, потребляемая стартерами (стартер-генераторами) при запуске двигателя.

Автоматические панели запуска, как правило, не требуют каких-либо регламентных работ. Они проверяются лишь на точность отработки заданной программы запуска.

В панелях запуска с размещенными внутри контакторами может производиться проверка состояния контактов этих контакторов после выработки заводского гарантийного ресурса. Электромагнитные краны (клапаны) различного назначения, а также автоматические выключатели стартеров регламентным работам не подвергаются.

При необходимости в процессе эксплуатации проверяются электрические параметры электромагнитных кранов (сопротивление обмотки, сопротивление изоляции и т. п.), а также производится регулировка момента срабатывания автоматических выключателей стартеров.

Обязательным для всех агрегатов систем запуска двигателей является регулярный контроль за их состоянием, качеством крепления к самолету (двигателю) и надежностью всех электрических соединений.

Электрические системы управления входными устройствами силовых установок

Электрические системы управления устройствами воздухозаборников предназначены для регулирования входного сечения диффузора в зависимости от режимов полета и работы авиадвигателя. Современные самолеты оборудуются в основном электрическими системами автоматического управления перемещением конуса и поворотом створок с использованием гидравлического привода. Входными параметрами, определяющими программу регулирования конуса и створок, являются: скорость полета, выраженная числом M ; скорость вращения ротора двигателя; степень повышения давления воздуха в компрессоре.

3. ЭЛЕКТРОПРИВОД БОРТОВЫХ УСТРОЙСТВ И ОСОБЕННОСТИ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ

Электропривод топливных насосов и кранов

В качестве подкачивающих топливных насосов с электроприводом применяются насосы типа ПН, ПНВ и ЭЦН.

Насосы серии ПН выполнены за одно целое с электродвигателем типа МДП-3.

Насосы серии ПНВ имеют электрический привод от герметических электродвигателей серии МГП, предназначенных для работы внутри топливного бака.

Насосы серии ЭЦН в качестве электропривода имеют электродвигатели серии МВ.

Для перекачки топлива из одного бака в другой или из одной группы в другую применяются **перекачивающие насосы типа ПУР и БПК-4**. В качестве пусковых насосов используются агрегаты типа ПНР.

Для дистанционного управления пожарными, магистральными, топливными кранами, воздушными жалюзи радиаторов и другими устройствами самолетов используются **электромеханизмы типа МГ-1 и МЗК-2**.

Электропривод в устройствах управления летательным аппаратом и его взлетно-посадочных устройствах

В системе управления самолетом электропривод применяется для перемещения стабилизатора, триммеров, закрылков.

Для управления закрылками и стабилизатором используются электромеханизмы типа МПЗ (табл. 5.10) и МУС (табл. 5.11). Электромеханизмы типа МКВ

Таблица 5.10

Технические данные электромеханизмов стабилизатора, триммеров и закрылков

Наименование технических характеристик	Типы электромеханизмов					
	МПЗ-3М	МПЗ-5	МПЗ-9А	МПЗ-12М	МПЗ-13	МПЗ-16
Номинальное напряжение сети, В	27	27	27	27	27	27
Диапазон рабочего напряжения сети, В	24,3—29,7	24,3—29,7	24,3—29,7	24,3—29,7	24,3—29,7	24,3—29,7
Нагрузочный момент, кгм:						
а) номинальный	10	15	52,5	10	14*	7**
б) максимальный	15	22	—	15	22*	9*
Сила тока номинальная, А, не более	<u>190</u>	<u>500</u>	<u>350</u>	<u>160</u>	<u>380*</u>	<u>260</u>
Сила тока максимальная, А, не более	<u>250</u>	<u>650</u>	—	<u>205</u>	<u>550*</u>	350
	125	325		105	275*	
Скорость вращения выходного вала механизма при номинальном напряжении и номинальном нагрузочном моменте, об/мин, не менее	<u>240</u>	<u>500±10%</u>	<u>850</u>	<u>190</u>	<u>400±10%*</u>	<u>450**</u>
	120	250±10%	425	95	180 не* менее	225**
Вес, кгс	43	81	43,5	43	49	30

Примечание. Значения в числителе и знаменателе соответствуют случаям работы механизма с двумя или с одним электродвигателями.

* Проверяется при правом вращении.

** Проверяется при левом вращении.

табл. 5.12) применяются для ограничения движения стабилизаторов в крайних положениях. Для аварийного управления стабилизатором при отказе гидропривода используются также электромеханизмы типа АПС (табл. 5.13).

В системах управления стабилизатором обычно применяются специальные системы автоматического регулирования, предназначенные для изменения эффективности действия рулей в зависимости от высоты и скорости полета. С этой целью производится автоматическое изменение передаточного отношения от ручки управления к стабилизатору. Чувствительными элементами являются мембранная коробка, измеряющая скоростной напор, и анероидная коробка, измеряющая статическое давление.

Электрическое управление триммерами осуществляется от электромеханизмов типа УТ и МП-100 (табл. 5.14).

Для привода закрылков применяются электромеханизмы типа МПЗ. Каждый электромеханизм имеет два электродвигателя. При отказе или выключении одного электродвигателя скорость на входе уменьшается в 2 раза. Это обеспечивается конструкцией редуктора. Для выключения электродвигателей применяются механизмы концевых выключателей типа МКВ.

В системах выпуска и уборки шасси применяются гидравлические, пневматические и электрические приводы. Для выпуска и уборки шасси применяются электромеханизмы серии МПШ и МСШ (табл. 5.15). Каждый механизм имеет по два электродвигателя, подключенных к бортовой сети независимо друг от друга. Этим обеспечивается резервирование и надежность выпуска шасси.

В системах автоматического торможения колес используются инерционные датчики типа УА(АУ-16, УА-23, УА-24, УА-27), предназначенные для подачи электрического импульса исполнительному агрегату на растормаживание колеса при проскальзывании его относительно грунта.

Таблица 5.11

Основные технические характеристики механизмов управления стабилизатором

Наименование технических характеристик	Тип электромеханизма							
	МУС-1		МУС-3		МУС-5		МУС-7А	
	При работе с 2 двигателями	При работе с 1 двигателем	При работе с 2 двигателями	При работе с 1 двигателем	При работе с 2 двигателями	При работе с 1 двигателем	При работе с 2 двигателями	При работе с 1 двигателем
Номинальное напряжение, В	27	27	27	27	27	27	27	27
Диапазон рабочего напряжения, В	24,3—29,7		24,3—29,7		24,3—29,7		24,3—29,7	
Номинальный нагрузочный момент, кгм	3,5		7,5		5		3,5	
Момент на валу помогающий, кгм	—		4,5		—		4	
Максимальный нагрузочный момент, кгм	7,5		10		4		5,5	
Номинальный ток, А	95	50	130	70	135	65	95	95
Скорость вращения выходного вала, об/мин:								
а) при номинальном моменте	240	120	220	110	260	130	250	250
б) при помогающем моменте	—	—	350	175	450	225	500	250
Вес, кгс	17,5		24		22		18,5	

Таблица 5.12

Технические данные электромеханизмов типа МКВ

Наименование технических данных	Тип электромеханизма					
	МКВ-1	МКВ-2	МКВ-3	МКВ-4	МКВ-11	МКВ-13
Номинальное напряжение, В	24	24	24	24	27	27
Максимально допустимая нагрузка на выключателях, ВА:						
а) омическая	15	15	15	15	15	15
б) индуктивная	8	8	8	8	8	8
Режим работы	Повторно-кратковременный					
Передаточное число редуктора	216 : 1	216 : 1	—	—	216 : 1	—
Вес механизма, кгс	1,6	1,6	4	3,5	2,3	3,7

Таблица 5.13

Технические данные электромеханизмов АПС

Наименование технических данных	Тип электромеханизма		Наименование технических данных	Тип электромеханизма	
	АПС-4	АПС-4МК, АПС-4МД		АПС-4	АПС-4МК, АПС-4МД
Напряжение питания, В	27	27	а) номинальная	680	1150
Потребляемый ток, А:			б) максимальная	1150	4000
а) номинальный	13,5	22	Скорость перемещения штока, мм/с	11,2	12
б) максимальный	17	42	Хода штока, мм:		
Нагрузка на шток, кгс:			а) рабочий	116	116
			б) максимальный	123	123

Таблица 5.14

Технические данные электромеханизмов привода триммеров рулей управления

Наименование параметра	Тип электромеханизма							
	УТ-2М	УТ-6Д	УТ-11М	МП-100А	МП-100АД	МП-100АМ	МП-200У	МП-250
Потребляемый ток при номинальной нагрузке, А	1,8	0,75	3,5	1,35	2,3	2	130	3,3
Нагрузка на выходное устройство, кгс:								
номинальная	20	20	180 кг.см	100	100	100	200	250
максимальная	40	40	260 кг.см	150	150	150	300	375
Ход выходного устройства, мм	16,2	21,6		36—80	36—80	10—60		180
Зона свечения сигнальной лампы, мм	0,5	0,6	—	1	1	0,52	—	
Время или скорость срабатывания при номинальном нагреве	Не более 1 мин	Не более 3°С	7±10% об/мин	1,5±15% мм/с	2,2 мм/с	2,295—3,105 мм/с		15 мм/с
Передаточное число редуктора	1365:1	3479:1	960:1	274,62:1	274,623:1	175,6:1	—	173:1
Вес, кгс	1,7	1,0	2,4	3,2	3,2	1,7	8,6	4,2

Технические данные электромеханизмов типа МПШ и МСП

Наименование технических данных	Тип электромеханизма								
	МПШ-1А	МПШ-1Р	МПШ-2	МПШ-3	МПШ-16М	МПШ-17М	МПШ-18МТ	МСШ-1	МСШ-2
Номинальное напряжение. В	27	27	24	27	27	27	27	27	27
Нагрузка на выходном валу, кгм:	лев./пр. вр./вр.	пр./лев. вр./вр.		пр./лев. вр./вр.	пр./лев. вр./вр.	пр./лев. вр./вр.			
а) номинальная	5/23	5/23	6	60	60	1,8	60	3	3,1
б) максимальная	15/38	15/38		80/45	80/45	2,5/1,05	110	6	6
Потребляемый ток при номинальной нагрузке, А	лев./пр. вр./вр. 100/210	пр./лев. вр./вр. 100/210	150	2 дв./1 дв. 10 680/340	2 дв./1 дв. 10 680/340	пр./лев. вр./вр. 40/20	2 дв./1 дв. 380/200	160	150/80
Тип электродвигателя	МПШ-1А	МПШ-1Р	МПШ-2	Д-125	МПШ-16М	Д-200ТШ	МПШ-18М(Т)	МПШ-2	МСШ-2
Скорость вращения выходного вала, об/мин	160	160	200	пр./лев. вр./вр. 175/87	пр./лев. вр./вр. 175/87	пр./лев. вр./вр. 170/85	2 дв./1 дв. 75/35	180	2/1 дв./дв. 370/285
Режим работы	Повторно-кратковременный								
Вес, кгс	17	17	14	8,5	87	9,5	72	21,5	21

Электропривод самолетных фар

Для привода самолетных фар применяются электромеханизмы типа МПРФ, МПФ (табл. 5.16). Максимальный угол выпуска фары ограничивается концевым выключателем. Привод состоит из реверсивного электродвигателя постоянного тока, электромагнитной муфты торможения, редуктора и фрикциона.

Т а б л и ц а 5.16

Технические данные электромеханизмов серии МПФ

Наименование технических данных	Тип электромеханизма		
	МПРФ-1А	МПФ-6	МПФ-2
Тип электродвигателя	Д-12ТФ	Д-12ТФ	Д-12Т
Номинальное напряжение, В	27	27	27
Потребляемый ток, А	2,6—3,5	3	2,8
Скорость вращения электродвигателя, об/мин	13 000±10%	11 000	11 000
Ход выходного устройства, град	{ 50—69 69—98	87±3	87±3
Время переключивания выходного устройства, с	7—10	12	10
Момент на валу, кгсм	—	500—700	220
Вес, кгс	4,5	3,2	1,75
Режим работы	Переменно-кратковременный		

Электрощетки, применяемые в авиационном электрооборудовании

С 1 апреля 1966 г. (табл. 5.17) электрощетки, имеющие длину или ширину не менее 12 мм и высоту не менее 10 мм, маркируются в такой последовательности: первая цифра — условное обозначение марки электрощеток (табл. 5.18); вторая цифра — последняя цифра года изготовления; последняя цифра — номер производственной заварки.

На щетках с размерами, менее указанных, но более 4 мм, отмечается только условное обозначение марки щетки, а с размерами менее 4 мм — не делается маркировка.

Для обозначения завода-изготовителя на щетках ставится товарный знак: завод «Электроугли» — овал; завод «Прожекторные угли» — ромб.

Вновь устанавливаемые в электрические машины щетки должны подвергаться притирке. Для этого на коллектор накладывается стеклянная бумага № 180—220 абразивной стороной к щетке, а затем якорь вращают, как показано на рис. 5.4.

Щетки считаются притертыми, если 70—85% их площади соприкосновения с коллекторным узлом имеют блестящую поверхность.

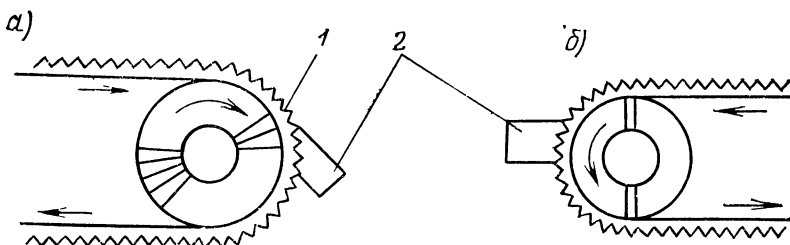


Рис. 5.4. Притирка электрощеток:

а — коллектора; б — регулятора;
1 — шлифовальная шкурка; 2 — щетки

Таблица 5.17

Основные марки электрощеток, их размеры и область применения

Марка электро- щетки	Размеры, мм	Типы машин, использующих электрощетки данной марки	Марка электро- щетки	Размеры, мм	Типы машин, использующих электрощетки данной марки
МСГ-7	7,2×7,5× ×25,5	ГСП-9000, ГСП- 12000, ГСП-СТ- 6000, ПО-3000	МГС-8	5×10×18 10×12×25	МВ-280 МП-2500, МП- 4000Д
	8×20×25	ГСП×6000, МП- 4500		6,5×8×12 5×6,5×12	МА-40А МА-15М, МА-30М
	8×20×26	ГСП-СТ-18000	МГС-9	6,5×10×20 5×8×18	ГБА-3Д ГБА-7
	7,2×20×25	ГСП-3000М-3		3,5×4×10	СД-8
	7,2×12×25	ГСП×3000М-4	МГС-5	6,5×12,5×20 8×20×26	4ДМ-250 ГСП-1800Д
	7,5×25×25	ГСП×3000, ГСН- 3000, ПО-4500		10×16×20	У-700
	9×20×28	СТГ-12Т	МГС-7	12,5×32×25 10×25×25	ГС-5000 МА-2500
	10×20×22	СГС-30Т		6,5×12,5×20 8×16×30	СГС-7,5 СГ-24
	12,5×25×25	СГО-30	МГС-7	8×20×25	СТ-62
	8×16×30	СГС-30-8		9,5×25×20	СТ-5000М
	7×14×25	СГС-90		6,5×10×13	СТ-1Ш
	5×10×15	ПТО-400, ПТО-700		7,4×15,3×20	СТ-18
	6,5×12,5×20	ПТ×600, МА-250		12,5×30×21	СТ-2-48М
	5×6,5×16	ПТ-125		10×25×21	СТ-2, СТ-2-48В
	4,5×6×18	ПТ-675В		8×20×18	Д-2500А
	6,5×12,5×16	ПТ-675В		5×6,5×13	МУ-331
	6,5×15×25	ПТ-3800		6,5×7×16	МА-100М, МП- 180
	5×10×16	ПТ-250КС		7×20×22	МА-500М, МА-750
	7×6,5×16	ПАГ-1Ф		10×20×25	МА-2500М, СГО-8, СГО-12
	6,5×15×20	ДРВ-300		6,5×8×12	МА-15, МА-30
	5×8×15	ДРВ-150		5×10×18	МВ×200
	3×5×12	ДРВ-20		7×20×22	МВ×650, МП× ×200
	3×3×10	ДГ-20		5×12×16	МВ-300, ЭМ-660
	6,5×10×10	ДПЛ		5×6,5×13	МВ-60-2
	6,5×15×17	МТ-1100		4×5×10	МП-8
	5×6,5×12	РУС-20		5×10×15	МВП-1А
	4×4×12	НУ-8333		7×14×22	МБА-3
	2,5×4×8	НУ-8316		7×12,5×20	МБА-7 (БА-7)
	3×3×12,5	К-9-21		3×4×7	МУГ-1
	3,2×3(2×9)	908		5×20×16	УС-500
	6,5×12,5×25	ТС-2		5×10/11×26	УС-500
	8×16×30	ТС-2		8×22×20	У-600
	4×5×12	ТС-2		6,5×15×17	АДУ-600
	6,5×6,5×29	А-5-2		5×20×20	АДУ-1300
	4,5×4,5×21	А-5-2		5×25×20	АДУ-1300
МГС-8	7×25×22	ГСК-1500, ГСК- 1500Ж, ГСК- 1500М		4,5×15	УДМ-30А
	10×25×25	ПО-6000	МГС-7	6,5×6,5×15	ПО-500
	10×16×20	ПО-4500		8×16×25	ПО-750
	6,5×15×20	ПО-3000	МГС-8	4,5×6×18	ПО-250
	8×25×25	ПО-1500		6,5×8×20	ПО-250
	8×10×20	ПО-1500			
	6,5×15×25	ПО-500			
	5×5×16	УС-80Ф			
	5×8×15	УДМ-150А			

Продолжение табл. 5.17

Марка электро- щетки	Размеры, мм	Типы машин, использующих электрощетки данной марки	Марка электро- щетки	Размеры, мм	Типы машин, использующих электрощетки данной марки
МГС-8	5×5×16	ПО-100С	МГС-5	4×5×8	Д-4, Д-5, Д-6, Д-8, Д-12, Д-14, Д-25
	6,5×8×15	ПО-750, ПО-750А, ПО-750-2		5×6,5×13	Д-40
	6,5×8×17	ПО-750, ПО-750А, ПО-750-2		5×12×16	МВ-200, МУ-514
	8×16×20	ПО-4500-3		7×14×22	Д-8000
	6,5×8×17	ПО-500		5×8×15	Д-400
	10×25×25	ПСО-3000		3×4×6,5	Д-2
	6,5×8×15	ПСО-3000		8×16×25	Д-7200
	8,5×25×25	ПТО-2700		10×25×21	Д-3290, Д-2850
	7×15×20	ПТО-2700		8×12,5×20	Д-1800
	10×20×20	ПТО-400		10×30×25	Д-1500
	6,5×7×18	ПТ-150Т		10×20×20	Д-4500
	6,5×8×15	ПТ-3000А		3×6×20	МКА-1
	5×6,5×16	ПТ-70		4×5×9	УТ-6Д
	5×5×16	ПТ-70		8×12,5×20	МПШ-8, МПЗ-3
	6,5×7×18	ПТ-200Ц		7×12,5×15	МСП-2, МСШ-2М
	6,5×12,5×28	ПТ-500Ц		8×20×20	МПШ-18М
	10×25×25	МА-1500, КМ-2500		4×5×8	МПФ-2, УТ-10, УТ-11
	7,25×25	МА-100		4×5×9	УТ-6Д
МГС-5	6,5×10×14	МУ-332А			
	5×6,5×15	МУ-100АРУ			

Таблица 5.18

Условные обозначения марок щеток

Наименование	Обозначение	Условное обозначение	Наименование	Обозначение	Условное обозначение
Меднографит- товые	МГ	17	Серебряно- графитовые	СГ-1	1
	МГ-4	19		МГС-7	7
	А6/МГ-4	6		МГС-8	8
	А-8/М-6	2		МГС-7И	27
	96	96		МГС-0	21
Меднографит- носвинцовистые	А-10/МГС-4	10	Меднографит- нооловянные	МГС-9	29
	А-12/МГС-5	4		А9/ЭГ-2	11
	А-13	13		ЭГ-4	14
	МГС-5	9		ЭГ-8	18
	МГС-6	15		А-5/ЭГ-8	5
				А-15/ЭГ-8	3
				А-16/ЭГ-14	16
				Г-20	20

Эксплуатация авиационных электроприводных устройств

При эксплуатации электроприводных устройств постоянного тока особому контролю должен подвергаться щеточно-коллекторный узел электродвигателя. Рабочая поверхность коллектора должна быть чистой и без следов подгара коллекторных пластин. Следует отличить подгар от так называемой политуры — налета темного цвета, образующегося на поверхности коллектора и свидетельствующего о нормальной работе щеточно-коллекторного узла. Удалять политуру со щеточно-коллекторного узла не следует.

Загрязнение коллектора удаляется чистой тряпкой, слегка смоченной в бензине Б-70. Если загрязнение не удаляется, то коллектор следует зачистить мелкой стеклянной бумагой. Применять для этой цели наждачную бумагу запрещается.

К эксплуатации допускаются щетки с нормальной высотой, не имеющие повреждений и хорошо притертые к коллектору (см. рис. 5.4). Нагар на рабочей поверхности щетки свидетельствует о заедании щетки в обойме или загрязнении коллектора. Замер высоты производится по наибольшей стороне щетки. Неверная установка щетки приводит к появлению сколов и нагара.

Разборка электромеханизмов на самолете не разрешается.

Заключение об исправности механизма и правильности его работы делается по результатам измерения потребляемого тока, времени срабатывания и перемещения выходного устройства при номинальной нагрузке или без нее. Такие проверки выполняются обычно через каждые 200—600 ч работы.

4. ПЕРЕДАЧА И РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

В систему передачи и распределения электрической энергии входят: электрическая сеть, центральные распределительные устройства, защитная коммутационная аппаратура, устройства для защиты от радиопомех и статического электричества.

Электрическая сеть летательных аппаратов и ее эксплуатация

Электрические сети летательных аппаратов классифицируются:

- по роду тока (постоянного, переменного),
- по напряжению (низкого до 30 В, повышенного до 120—360 В);
- по техническому исполнению (питательные, распределительные);
- по способу передачи электрической энергии (однопроводные, двухпроводные для передачи постоянного и однофазного переменного тока).

Участки распределительной сети, подключение через один аппарат защиты к распределительному устройству составляют **фидер**.

Для отличия проводов различных групп оборудования летательного аппарата провода, подводящие ток к радиотехническому оборудованию, окрашены в голубой цвет, остальные в белый и желтый.

В трехфазной системе электроснабжения переменным током для первой фазы применяют провода желтого цвета, второй — желтого цвета с красными полосками, третий — желтого цвета с голубыми полосками.

Для монтажа электрических сетей летательных аппаратов используются медные и алюминиевые провода. Медные провода имеют марки БПВЛ (табл. 5.19) (бортовой провод с изоляцией из полихлорвинилового пластика и имеет лакированную оплетку из антисептированной хлопчатобумажной пряжи), ПТЛ-200 (провод лакированный тонкопроводящими жилами), ПТЛ-250. Алюминиевые провода имеют марки БПВЛА и ПТЛА. Если провод имеет экранированную оплетку, то к буквенному обозначению марки провода в конце добавляется буква Э.

Таблица 5.19

Технические данные проводов БПВЛ и БПВЛЭ

Сечение провода, мм ²	Омическое сопротивление 1 км провода при темпе- ратуре 20°С, Ом	Число и диаметр проволоки, шт./мм	Допустимая нагрузка током при длительном режиме работы, А	Расчетный вес провода, гс/км		Примечание
				БПВЛ	БПВЛЭ	
0,35	58,00	7×0,25	4	7,5	20	При числе проводов в жгуте до трех допускается увеличение на- грузки на 30%
0,50	41,30	7×0,30	6	10,5	23	
0,75	26,80	7×0,37	9	13,0	29	
0,88	22,80	7×0,40	10	15,0	32	
1,00	20,50	18×0,26	11	16,5	33	
1,25	16,30	19×0,29	13	20,0	50	
1,50	13,30	19×0,32	14	23,0	61	
1,93	10,42	19×0,36	17	30,0	62	
2,50	8,00	19×0,41	20	35,0	68	
3,00	6,58	19×0,45	22	42,0	77	
4,00	5,00	7×7×0,33	28	42,0	77	
5,15	3,85	7×7×0,36	32	70,0	111	
6,00	3,30	7×7×0,39	35	72,0	114	
8,80	2,40	19×7×0,32	46	112,0	158	
10,00	2,00	19×7×0,33	50	126,0	196	
13,00	1,50	19×7×0,36	60	165,0	237	
16,00	1,20	19×7×0,39	70	178,0	261	
21,00	0,96	19×7×0,45	80	250,0	335	
25,00	0,80	19×7×0,49	90	270,0	360	
35,00	0,57	37×19×0,29	100	370,0	477	
41,00	0,49	37×19×0,32	125	470,0	597	
50,00	0,40	37×19×0,36	145	515,0	634	
70,00	0,29	37×19×0,37	180	690,0	815	
95,00	0,20	37×7×0,68	210	952,0	1100	

Токопроводящие жилы проводов марки ПТЛ-200 скручены из тонких луженых медных проволочек. Провода этой марки выдерживают нагрев жилы до температуры 200°С.

Токопроводящие жилы проводов марки ПТЛ-250 скручены из посеребренных проволочек. Провода марки ПТЛ-250 длительно выдерживают нагрев жилы до температуры 250°С. Разрешается кратковременный нагрев до температуры 300°С. Нижний диапазон температур перечисленных проводов составляет — 60°С.

Провода БПВЛ, ПТЛ-250 предназначены для работы под напряжением до 250 В постоянного тока и переменного тока с частотой до 500 Гц.

Заделка провода в наконечники. Тонкие провода часто обрываются с наконечников, особенно при плохой заделке и плохом монтаже. После окончания заделки проверяется переходное сопротивление (рис. 5.5) между наконечником и проводом (табл. 20), а также степень обжатия наконечника.

Если переходное сопротивление окажется недопустимо большим, то заделку следует произвести повторно.

Технология заделки в наконечники алюминиевых проводов существенно отличается от технологии заделки медных. Алюминиевые провода на воздухе быстро покрываются защитной пленкой, обладающей плохой электропроводностью и препятствующей дальнейшему окислению металла. Медные наконечники для алюминиевых проводов имеют удлиненные цилиндрические части, облуженные горячим способом. Для сохранения герметизации наконечник открыт только с торца.

Сети летательных аппаратов по способу передачи электрической энергии делятся на однопроводные и двухпроводные.

Допустимое переходное сопротивление и радиусы изгиба проводов

Сечение провода, мм ²	Переходное сопротивление при температуре 20—22 °С, мкОм	Допустимый радиус изгиба провода, мм	
		сетевого	смонтированного в коробке
35	До 20	50	30
50	» 15	60	40
70	» 12	100	60
95	» 10	150	100

В связи с тем что при однопроводной сети корпус самолета используется в качестве обратного (минусового) провода, для надежной работы потребителей, устранения помех радиоприему, устранения возможностей местного перегрева и электрокоррозии отдельных узлов и стыков все агрегаты самолета и его оборудование должны быть хорошо металлизированы.

Металлизация обеспечивается соединением всех элементов самолета и оборудования в единое целое болтами и заклепками, а также установкой специальных перемычек.

Поэтому металлизация требует постоянного наблюдения, особенно тщательного для двигателей и их агрегатов, являющихся мощными источниками радиопомех.

В процессе эксплуатации отдельные перемычки металлизации рвутся, ослабляется их контакт с корпусом самолета, при смене агрегатов перемычки иногда забывают установить на место и т. д.

Поэтому при эксплуатации необходимо периодически проверять надежность соединения всех жгутов электропроводки на двигателях и их контакта с корпусом двигателей; проверять целостность всех доступных для осмотра перемычек металлизации и заменять поврежденные и оборванные перемычки; производить подтяжку всех ослабленных перемычек и разрядников статического электричества.

Максимально допустимые величины переходных сопротивлений (в микроомах) между типовыми частями самолета показаны на рис. 5.6.

Для остальных частей конструкции и агрегатов оборудования допустимые переходные сопротивления делятся на несколько групп:

балластные сопротивления — 50 мкОм;

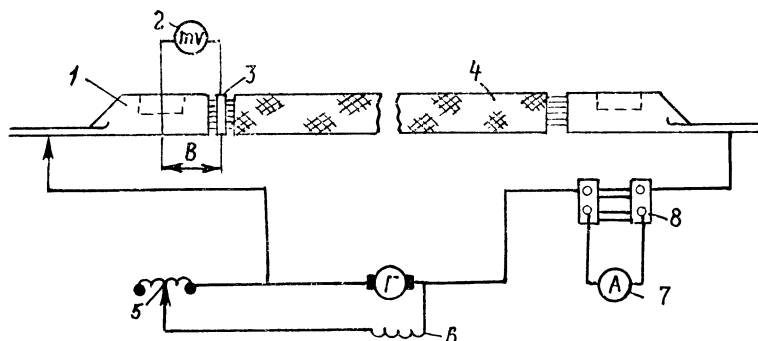


Рис. 5.5. Схема замера переходных сопротивлений:

1 — наконечник; 2 — милливольтметр до 60 мВ класса 0,5; 3 — контактный хомут;
4 — провод марки БПЭЛА; 5 — регулировочный реостат; 6 — генератор; 7 — амперметр
класса 0,5; 8 — шунт амперметра до 300 А

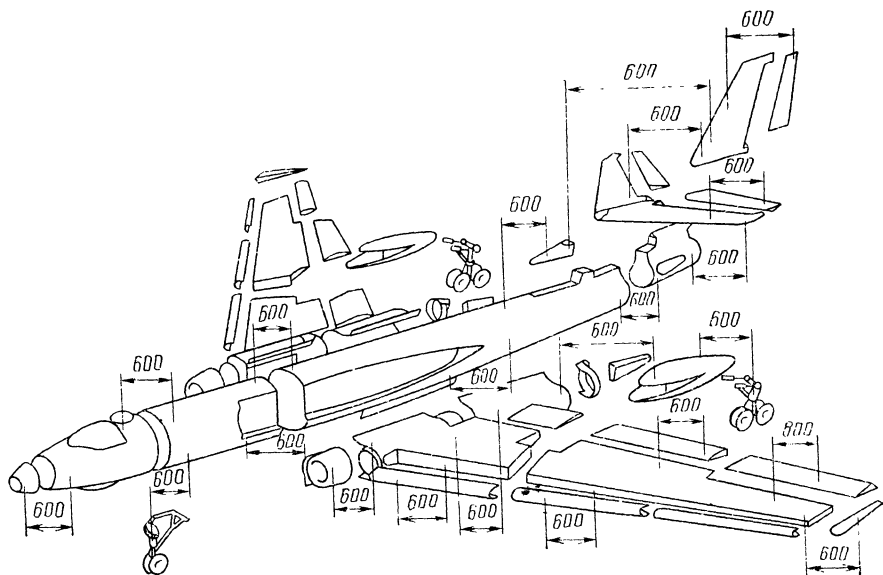


Рис. 5.6. Максимально допустимые переходные сопротивления между частями самолета (мкОм)

места непосредственного сочленения всех экранов системы зажигания, а также места крепления труб коллекторов к корпусу авиационных двигателей — 100 мкОм;

установка развязывающих конденсаторов и фильтров — 200 мкОм;

места непосредственного сочленения деталей и агрегатов — 600 мкОм;

крышки, люки, створки и т. п. — до 2000 мкОм;

места соединения деталей и агрегатов через перемычки металлизации — 2000 мкОм.

Все эти значения являются предельно допустимыми, а практически при хорошем обслуживании можно получить значительно меньшие величины переходных сопротивлений, что существенно улучшает качество металлизации.

Контроль переходных сопротивлений осуществляется микроомметрами с ценой деления не более 100 мкОм.

Плохо выполненная металлизация какой-либо системы создаст еще большие радиопомехи из-за появления дополнительных переменных контактов, чем неметаллизированная система.

При установке перемычки металлизации нужно зачистить до металлического блеска места соприкосновения наконечников перемычки с обеими металлизированными поверхностями (можно применять наждачную бумагу № 00); затем установить перемычку, равную по длине и сопротивлению заменяемой перемычке, и убедиться, что крепящие перемычку болты туго затянуты; проверить величину переходного сопротивления и закрасить зачищенное место вместе с наконечником и болтом красной краской.

Для объективного контроля состояния металлизации можно периодически производить выборочный замер переходных сопротивлений.

При замене отдельных агрегатов электрооборудования или при устранении их неисправностей непосредственно на самолете необходимо отключить аккумуляторную батарею (выдвинуть одну полубатарею из контейнера) и отключить аэродромный источник питания (это особенно важно при работе в районе расположения топливных баков и топливопроводов).

При выполнении работ в электрических системах запрещается:

производить монтажные и демонтажные работы с электрическими устрой-

вами и проводами сети, оставлять открытыми распределительные устройства и клеммовые панели, если бортовая сеть включена под напряжением;

устанавливать автоматы защиты и плавкие предохранители, которые не соответствуют предусмотренному типу, номинальным токам и напряжениям; подключать к бортовым розеткам потребители (переносные лампы, паяльники и др.) без штепсельных вилок, а также потребители, мощность которых больше расчетной для данной розетки и установленной в ее цепи максимальной токовой защиты;

подключать провода в местах, не предусмотренных монтажной схемой, а также под один контактный болт более трех проводов у распределительных устройств и более двух проводов у коммутационной аппаратуры;

присоединять провода без наконечников или с необлуженными концами; нарушать и изменять маркировку проводов, нарушать экранировку и приборную жгуты, приборовывать жгуты и отдельные провода к трубопроводам бортовых систем;

допускать касания проводов и их жгутов о трубопроводы; оставлять неизолированными свободные концы проводов; использовать не предусмотренные технологиями изоляционные материалы; определять наличие напряжения в цепи замыканием клемм пальцами, касанием одного провода о другой или о корпус самолета.

Сращивание поврежденных проводов сети необходимо производить только с помощью горячей пайки без применения кислот или с помощью холодной пайки под давлением, а также с помощью соединительных втулок и индивидуальных разъемов (рис. 5.7).

Сращивание нескольких проводов в одном сечении жгута не допускается.

Прокладка новых участков сети должна выполняться только из целых проводов.

При замене провода сечение нового провода должно быть равно сечению заменяемого, но как исключение допускается использование ближайшего большего по сечению того же типа, что и заменяемый.

Ввиду того что провода БПВЛА имеют меньшую гибкость по сравнению с медными, при монтаже их нельзя круто изгибать, так как это приводит к смещению жил в месте заделки и увеличению переходного сопротивления. Малые радиусы могут применяться, но при этом нужно сначала изогнуть провод, а затем заделать наконечник, и после заделки провод не гнуть.

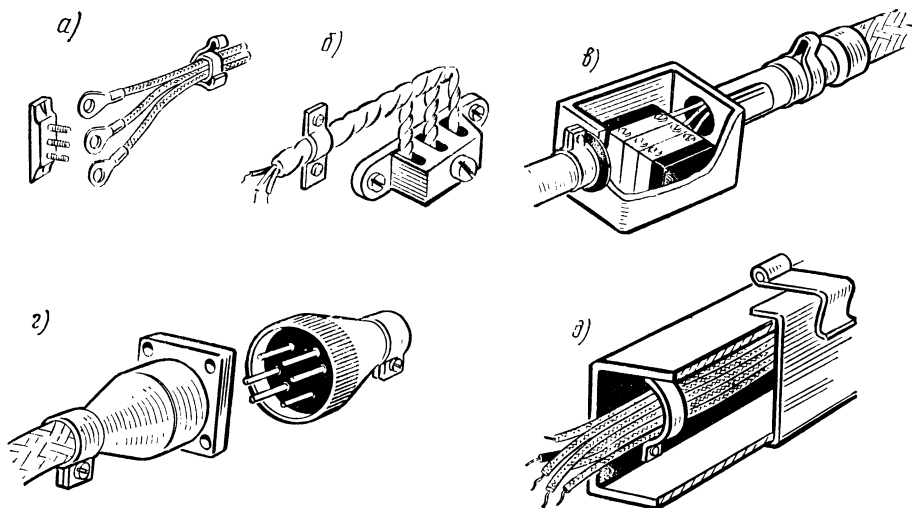


Рис. 5.7. Способы прокладки проводов на самолете:

а — открытый способ; б — прокладка проводов в жгутах; в — прокладка проводов в металлических трубах; г — прокладка проводов в металлической оплетке; д — прокладка проводов в металлических коробках

Контроль технического состояния сетей проводят через 200—600 ч налета и при выполнении профилактических ремонтов самолета.

Распределение электроэнергии производится посредством распределительных устройств (электрощитков, панелей, распределительных коробок), снабженных аппаратурой коммутации, управления и защиты.

При эксплуатации этих устройств необходимо контролировать целостность и надежность крепления крышек, состояние изоляции проводов в местах их ввода в электрощитки, а также заделку проводов. Проверять надежность контактных соединений и при необходимости подтягивать болты (гайки) плюсовых и минусовых проводов специальной торцевой отверткой или специальным торцовым ключом.

Необходимо периодически удалять пыль, грязь и влагу из коробок и щитков, а также следы коррозии с шин.

Особое внимание следует уделять проверке исправности и посадке предохранителей в гнезда и их соответствию номиналам. Все работы по уходу за щитками и коробками можно проводить только при обесточенной сети.

Периодичность работ по проверкам технического состояния щитков и коробок составляет 200—600 ч.

Предохранители и автоматы защиты электросетей

Потребители авиационных электрических цепей защищены плавкими предохранителями и автоматами защиты сетей (АЗС). Каждый автомат защиты и предохранитель рассчитан на определенную силу тока (номинальный ток) и защищает электрическую цепь, ток которой не должен превышать определенного значения.

Под номинальным током предохранителя (или автомата защиты) понимают ток, который он выдерживает неограниченно долго. При этом он не должен разрывать цепь в случае возрастания номинального тока при кратковременных нагрузках, пуска или «толчках» нагрузки. Номинальный ток указывается на аппарате защиты.

Наиболее распространенными являются следующие типы предохранителей и автоматов защиты сети:

стеклянно-плавкие предохранители СП-1, СП-2, СП-5, СП-10, СП-15, ПК-30-0-15, ПЦ-30-1, ПК-30-2, ВП-20;

инерционно-плавкие предохранители ИП-5, ИП-10, ИП-15, ИП-30, ИП-35, ИП-50, ИП-75, ИП-100, ИП-150, ИП-200, ИП-250;

тугоплавкие предохранители ТП-400, ТП-600, ТП-900;

автоматы защиты сети типа АЗС, АЗР, АЗСГ, АЗРГ, АЗСГК, АЗРГК, АЗФ1, АЗФ1К.

Буквы в обозначении типа автомата защиты сети расшифровываются так: А—автомат, З—защита, С—без свободного расцепления, Р—со свободным расцеплением, Г—герметичность корпуса, К—для кабин с красным светом, Ф—для цепей переменного тока. Цифры (у типа автомата защиты сети и предохранителя) обозначают номинальный ток.

В автоматах защиты сети время отключения двукратного тока при температуре окружающей среды $20 \pm 5^\circ \text{C}$ лежит в следующих пределах:

для АЗС-10, АЗС-15... 15—45 с

» АЗС-5, АЗС-20, АЗС-25, АЗС-30... 20—60 с

» АЗС-2, АЗС-40... 25—80 с.

Автоматы защиты обеспечивают 10 000 ручных отключений номинального тока при напряжении 28—30 В и пятикратный разрыв токов короткого замыкания. АЗС монтируются на самолет с учетом сечения проводов (табл. 5.21).

Конструктивно АЗС не защищены от попадания в них пыли и влаги, а также от коротких замыканий при попадании металлических предметов. Поэтому при монтаже и техническом обслуживании необходимо принимать меры предосторожности против попадания влаги и пыли внутрь автоматов.

Автоматы защиты сети не имеют механизма свободного расцепления, и пока рукоятка находится во включенном положении, контакты будут замкнуты. Поэтому для предупреждения возможности выхода из строя автоматов включение рукоятки должно быть быстрым (без задержки рукой). В противном случае при

Таблица 5.21

**Максимально допустимые сечения проводников для
монтажа совместно с автоматами защиты сети**

Номинальный ток АЗС, А	2	5	10	15	20	25	30	40	50
Минимальное сечение провода, мм ²	0,35	0,5	1	1,5	1,93	2,5	4	5,15	6

наличии в цепи перегрузки или короткого замыкания автомат перегорит как плавкая вставка.

Если после автоматического срабатывания при повторном включении также произойдет отключение цепи, то дальнейшее включение автоматов не допускается. В этом случае необходимо проверить и установить причину перегрузки.

Повторное включение автоматов защиты необходимо производить лишь в крайних случаях.

Принудительная задержка рукоятки автомата допускается исключительно в аварийных случаях, когда необходимо произвести ту или иную операцию и при этом можно пренебречь возможностью загорания проводов или выхода из строя самого автомата. После принудительной задержки автомат приходит в негодность и его необходимо заменить.

Ремонт автомата защиты сети не допускается.

Стекланно-плавкие предохранители служат для защиты электрических цепей от коротких замыканий и перегрузок. Они являются малоинерционными по действию и закрытыми по конструктивному исполнению (в стеклянных трубках). Ток перегорания составляет 1,21—1,37 номинального (пограничный ток).

Инерционно-плавкие предохранители (ИП) защищают электрические цепи потребителей с большим пусковым током (главным образом электродвигателей) и рассчитываются по номинальному току потребителя без учета пусковых токов. Они обладают значительной выдержкой времени разрыва цепи при перегрузках и коротких замыканиях за счет большой теплоемкости составных частей и специального устройства предохранителя. Ток перегорания предохранителя в 1,25—1,75 раза больше номинального значения.

Тугоплавкие предохранители (ТП) защищают электрические цепи только от коротких замыканий, но не от перегрузок. Пограничное значение тока ТП (значение тока, при превышении которого предохранитель сгорает) в 1,4—1,5 раза больше номинального значения.

При перегорании предохранителей или автоматическом выключении автоматов защиты сети необходимо, кроме замены сгоревших предохранителей и включения сработавшего АЗС, установить причину, вызвавшую сгорание предохранителей или срабатывание автоматов защиты сети, и устранить дефект.

Проверка предохранителей не выделяется в самостоятельную операцию и выполняется попутно при осмотрах бортового оборудования. При осмотре проверяется надежность крепления, механическая прочность предохранителей и соответствие их номинальному току, указанному на предохранителе. При осмотре проверяется исправность держателей предохранителей. Исправность пружинок держателя закрытого типа определяется по наличию некоторого усилия, которое надо приложить при установке предохранителя.

Контакты держателей предохранителей и плавких вставок не должны быть загрязнены или коррозированы. Коррозия удаляется стеклянной бумагой марки «00».

Защитная и коммутационная аппаратура

К коммутационной аппаратуре относят электрические устройства, с помощью которых осуществляется включение, выключение и переключение электрических цепей. Сюда относятся выключатели, кнопки, контакторы, реле, концевые и программные выключатели.

Выключатели серий В, ВК, ВГ, ВН и кнопки 5К, 204К, 205К служат для ручного включения, выключения и переключения электрических цепей. Контакторы и реле применяются для дистанционного включения и переключения электрических цепей.

Концевые и программные выключатели обычно являются составными элементами электрифицированных агрегатов. Функции выключателей с одновременной защитой электросетей от перегрузок выполняют также автоматы защиты сети. Для переключения цепей применяются переключатели типов ПП, ПН, ППН, ВППН, 2ПНПН (табл. 5.22).

Т а б л и ц а 5.22

Технические данные выключателей и переключателей

Тип выключателя или переключателя	Расшифровка	Рабочее напряжение, В	Допустимая сила тока, А	Вес, гс
В-45	Выключатель однополюсный	30	35	35
ПП-45	Переключатель однополюсный, перекидной, без нейтрального положения ручки	30	35	35
ПН-45М	Выключатель нажимный, однополюсный, с нейтральным положением ручки	30	35	42
ВН-45М	Выключатель нажимный, однополюсный, без нейтрального положения ручки	30	35	38
ППН-45	Переключатель перекидной, однополюсный, с нейтральным положением ручки	30	35	42
2ПН-20	Переключатель нажимный, двухполюсный, с нейтральным положением ручки	30	20	85
2ПП-45	Переключатель перекидной, двухполюсный, без нейтрального положения ручки	30	20	85
2В-45	Выключатель двухполюсный	30	20	80
2ППН-45	Переключатель двухполюсный, перекидной, с нейтральным положением ручки	30	20	80
2ПП-250	Перекидной переключатель, двухполюсный, без нейтрального положения ручки	120	3	—
2ПНПН-45	Однополюсный, четырехпозиционный переключатель	30	35	35
3ППН-45	Трехполюсный переключатель с нейтральным положением ручки	30	20	85

П р и м е ч а н и е. Сила тока указана при активной нагрузке.

Выключатели серий ВК-140 и КВ-6 относятся к разряду коммутационных устройств мгновенного действия. Выключатели этих серий предназначены для установки в различных агрегатах и непосредственно на самолете в качестве концевых ограничителей и устройств, коммутирующих электрические цепи блокировки и сигнализации.

Концевые выключатели серии ВК-140 предназначены для длительной работы в сетях постоянного тока напряжением до 30 В при нагрузке 10—15 А, а выключатели серии КВ-6 — в сетях постоянного тока с номинальным напряжением 24 В при нагрузке до 10 А.

Выключатели изготавливаются в различных конструктивных исполнениях с различными техническими данными. Каждый тип имеет свое условное обозначение. Обозначение типа выключателя определяется схемой выполнения контактов (выключатель, переключатель, включатель), конструкцией клемм для подсоединения к внешней цепи, конструкцией нажимного устройства. Выполнение выключателей негерметичное, поэтому в местах установки они должны быть защищены от попадания пыли, влаги и грязи.

При монтаже выключателей необходимо следить за тем, чтобы нажимное усилие управляющего элемента было направлено строго по оси штока (кнопки). Максимально допустимое отклонение не должно превышать 15° .

Условные обозначения выключателей расшифровываются следующим образом.

Выключатели серии ВК-140. Буквы ВК обозначают выключатель концевой.

Цифры 1 и 2 после букв указывают на способ подсоединения проводов. Цифра 1 указывает, что провода подсоединяются пайкой, а цифра 2 — под винт. Числа 140, 141, 142 обозначают род переключения: ВК-140 — переключатель, ВК-141 — выключатель, ВК-142 — выключатель. Входящие в маркировку буквы А, Б, В и т. д. или буквы с цифрой обозначают конструкцию штока.

Выключатели серии КВ-6. Буквы КВ обозначают выключатель концевой.

Цифры 1, 2 и 6 обозначают род работы выключателя: КВ-6 — переключатель, КВ-6-1 — выключатель, КВ-6-2 — выключатель. Буква А обозначает, что у переключателей клеммы для присоединения внешней цепи производят через стенки корпуса и крышки в отличие от выключателей, у которых клеммы для присоединения внешней цепи проходят через крышку. По внешнему виду выключатели различаются по расцветке крышек. Окраска крышек у переключателей черная, у выключателей — красная, у выключателей — белая.

По конструктивным особенностям выключатели и переключатели разделяются на однополюсные, двухполюсные, трехполюсные и однополюсные четырехпозиционные (рис. 5.8).

По принципу работы выключатели и переключатели делятся на перекидные, имеющие только фиксированные положения контактов и ручки, и нажимные (с самовозвратом). Перекидные и нажимные положения различаются тем, что возврат из фиксированного (перекидного) положения в исходное требует приложения обратного усилия, а из нажимных положений возврат в исходное положение обеспечивается кинематической схемой без приложения обратного усилия.

Для обеспечения правильного монтажа выключатели и переключатели имеют маркировку, выполненную штамповкой на корпусе, соответствующую положению контактов и ручек («Вкл.» и «Выкл.»). На каждом выключателе и переключателе указывается товарный знак, дата выпуска и клеймо приемки. Для пользования в ночное время ручки переключателей и выключателей имеют светящиеся глазки.

Обмоточные данные наиболее распространенных типов контактов (рис. 5.9) приведены в табл. 5.23.

Контакты указанных типов (табл. 5.23) за исключением КП-200Д и КП-400Д предназначены для дистанционного управления выключением и включением потребителей электроэнергии низкого напряжения. Контакты КП-200Д и КП-400Д предназначены для дистанционного переключения электросетей самолета.

Реле используются в схемах дистанционного и автоматического управления агрегатами, в схемах сигнализации и блокировки. Применяются главным образом электромагнитные реле.

Для работы в электрорадиотехнической и электронной аппаратуре с напряжением до 1000 В в цепях постоянного и переменного тока с частотой до 3000 Гц применяются следующие типы штепсельных разъемов:

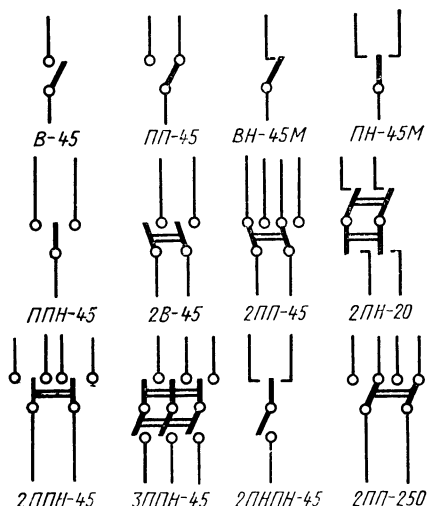


Рис. 5.8. Электрические схемы выключателей и переключателей

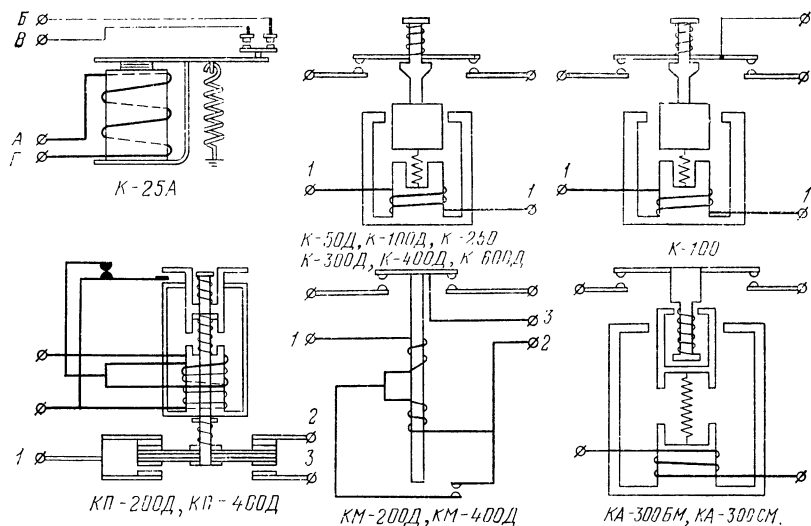


Рис. 5.9. Электрические схемы контакторов:
А, Б, В, Г, 1, 2, 3 — клеммы

ШР — штепсельный разъем негерметический;
 ШРГ — штепсельный разъем герметический;
 ШРГ-П — штепсельный разъем герметический проходной;
 СШР — специальный штепсельный разъем негерметический;
 СШРГ — специальный штепсельный разъем герметический;
 Р — разъем приборный негерметический;
 РГ — разъем приборный герметический;
 РГ-П — разъем приборный герметический проходной;
 ШРН — штепсельный разъем низковольтный, негерметический;
 ШРНС — штепсельный разъем низковольтный специальный;
 ШРНГ — штепсельный разъем низковольтный, герметический.

Переходное сопротивление всех стыков собранной колодки штепсельного разъема со вставкой должно быть не более 0,002 Ом. Изменение величины переходного сопротивления контактов при вибрации допускается не более чем на 10% первоначального значения. Сопротивление изоляции в нормальных климатических условиях должно быть не менее 1000 мОм.

При эксплуатации выключателей для уменьшения износа контактов в результате эрозии плюсовой провод присоединяется к неподвижному контакту.

При включениях и выключениях не допускаются чрезмерные усилия на рукоятку выключателя и резкие удары по ней во избежание изгиба ручек или продавливания корпуса. В процессе эксплуатации выключателей и переключателей возможно образование на их контактах токонепроводящего слоя, что устраняется двумя-тремя переключениями в обесточенном состоянии.

Вскрытие выключателей и переключателей для устранения неисправностей и их ремонт в эксплуатации запрещается. Отказавшие выключатели и переключатели заменяются новыми.

При замене концевых выключателей новыми последние подвергаются тщательному осмотру и проверке их работоспособности с помощью контрольных ламп на четкость и надежность замыканий и размыканий цепи, а также проверяется величина рабочего, обратного и дополнительного хода штока.

В эксплуатации проверяется крепление концевых выключателей, плавность хода штока и чистота выключателя. При загрязнении выключатели очищаются от пыли, грязи, влаги и керосина.

Таблица 5.23

Обмоточные данные контакторов

Тип контактора	Наименование обмоток	Марка провода	Диаметр проводов, мм	Количество витков	Сопротивление обмотки, Ом
К-25А	Включающая	ПЭЛ	0,17	3894	150
К-50Д	То же	ПЭЛ	0,25	3000	72—84
К-100	»	ПЭЛ	0,41	1900	18,9—22,2
К-100Д	»	ПЭЛ	0,33	3300	57,5—68,5
КМ-200Д	»	ПЭЛ	0,35	335	3,6±0,4
	Удерживающая	ПЭЛ	0,21	1900	78±6,3
КМ-400Д	Включающая	ПЭЛ	0,11	380	3,8±0,35
	Удерживающая	ПЭЛ	0,31	2200	53±7
КП-200Д	Включающая	ПЭЛ	0,38	385	4,1—4,9
	Удерживающая	ПЭЛ	0,25	2120	67,5—79,5
КП-400Д	Включающая	ПЭЛ	0,55	455	2,7—3,1
	Удерживающая	ПЭЛ	0,29	2210	62—77
К-250	Включающая	ПЭВ-2	0,55	1400	9,3—10
К-300Д	То же	ПЭЛ	0,44	3200	37—44
КА-300БМ	»	ПЭЛ	0,38	3100	48—56
КА-300СМ	»	ПЭЛ	0,55	1560	11,5—13,5
К-400Д	»	ПЭЛ	0,55	3200	26—30,7
К-600Д	»	ПЭЛ	0,57	3400	26,7—31,3
ТКД103ДОДБ	Рабочая	ПЕТВ	0,16	1960	95±12
ТКД203ДОДБ	»	ПЕТВ	0,21	2140	72±7
ТКД503ДОДБ	Включающая	ПЕТВ	0,33	345	44±0,4
	Удерживающая	ПЕТВ	0,23	1940	70,5
ТКС103ДОДБ	Включающая	ПЕТВ	0,35	355	44±0,4
	Удерживающая	ПЕТВ	0,27	1820	54±5,5
ТКС203ДОДБ	Включающая	ПЕТВ	0,51	540	4,1±0,35
	Удерживающая	ПЕТВ	0,31	1650	48±5
ТКС403ДОДБ	Включающая	ПЕТВ	0,67	750	4,5±0,25
	Удерживающая	ПЕТВ	0,38	1400	35,5±4
ТКД533ДОД	Включающая	ПЕТВ	0,35	350	44±0,4
ТКД511ДИУ	»	ПЭТК4-1	0,29	300	4,35±0,35
	Удерживающая	ПЭТК4-1	0,2	600	66,2±4,8

При проверке плавности хода штока конечных выключателей, установленных в системе управления и сигнализации шасси, необходимо соблюдать меры предосторожности, предусмотренные инструкцией по эксплуатации шасси и гидросистемы.

Отказавшие конечные выключатели ремонту и разборке с целью устранения неисправности не подлежат. Работы по проверке и замене конечных выключателей производятся при обесточенной сети.

В эксплуатации необходимо следить, чтобы на контактор не попадали керосин, масло, вода, гидросмесь и другие жидкости.

При работе контакторов под нагрузкой со временем масса контакта разрушается, поверхность контактов окисляется. Поверхности контактов становятся шероховатыми и приобретают бурый оттенок. При работе контактора происходит перенос металла, что может привести к свариванию контактов. Контактторы с такими дефектами подлежат замене.

Зачищать поверхности контактов в процессе эксплуатации **категорически запрещается**.

В процессе эксплуатации реле необходимо очищать от загрязнений, пыли, влаги, проверять состояние монтажа и надежность крепления реле.

При эксплуатации у кнопок проверяется надежность крепления, подсоединение проводов, состояние контактов.

Меры безопасности при работе с электрооборудованием

При техническом обслуживании и эксплуатации электрооборудования самолета **запрещается:**

- определять проверкой на искру наличие напряжения в цепи. Для этой цели необходимо пользоваться вольтметрами;
 - оставлять открытыми электроштитки распределительных устройств, коробки реле, коробки контакторов и разъединенными штепсельные разъемы;
 - оставлять бортовую сеть под напряжением, уходя с рабочего места;
 - включать и выключать источники электроэнергии и проверять электрооборудование при сливе топлива и масла, при течи топлива;
 - устанавливать аэродромный источник электроэнергии в местах, где имеются подтеки масла и керосина;
 - отключать и подключать наконечники кабеля у аэродромного источника электроэнергии, когда его розетка включена в бортовую сеть;
 - пользоваться неисправными переносными лампами, электропаяльниками, неисправными приборами и инструментом;
 - применять кислотную пайку;
 - нарушать систему экранировки и металлизации;
 - присоединять провода в каких-либо местах, помимо разъемных или ответвительных коробок;
 - работать в гондолах внутренних двигателей, не убедившись, что АЗС «Шасси» выключен, давление в гидросистеме стравлено, на штоки цилиндров створок шасси поставлены предохранительные хомуты;
 - выполнять работы по электрооборудованию и радиооборудованию по электросхемам другого номера самолета. Все работы выполнять только по электросхемам данного номера самолета, в которых отражены все доработки этих систем на самолете;
 - устанавливать на самолет агрегаты электро- и радиооборудования, предварительно не проверенные на их работоспособность и соответствие техническим условиям;
 - паять провода в отсеках, где расположены топливные баки;
 - оставлять незаизолированными свободные концы проводов;
 - присоединять провода в месте пайки без обслуживания концов или без кабельных наконечников;
 - подключать под один контакт более трех проводов, а также провода, значительно различающиеся по сечению;
 - прикреплять электропроводку к съемным агрегатам.
- Перед проведением осмотров и выполнением регламентных работ необходимо принять все меры предосторожности, исключающие разряд через людей статического электричества, накопившегося на самолете (в полете или при заправке топлива), падение и зависание грузов, складывание шасси и самопроизвольное включение агрегатов.

5. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ И КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ ВОЗДУХА

Обогревательные устройства и вентиляторы

Электрические обогревательные устройства на самолетах применяются для обогрева механизмов приборов и агрегатов; предотвращения обледенения отдельных приборов и частей самолета; обогрева экипажа, герметических кабин и специальных отсеков самолета.

Электрообогрев применяется для термостатирования отдельных приборов и агрегатов бортового оборудования (вычислителей, гироблоков, приемников ПВД и др.), отдельных частей самолета для предотвращения обледенения (лобовые стекла, носок крыла, воздухозаборники двигателей, киль и др.), а также для обогрева одежды экипажа.

При этом для обогрева используются как электрическая энергия бортовых источников, так и горячий воздух, получаемый от работающих авиадвигателей.

В электрообогревательных устройствах в качестве нагревательного элемента используется металлическая проволока, лента, токопроводящая краска или электрополотно (для обогревательной одежды).

Для обогрева одежды применяют материю с вотканными проводами.

Управление обогревательными секциями осуществляется с помощью реостатов (для одежды) или контакторов (противообледенение), включаемых биметаллическими или другими регуляторами температуры.

В системах противообледенения применяют также программное переключение обогревательных секций, что создает колебания температуры и скол льда.

Для обогрева кабин используется нагретый воздух, получаемый от компрессора авиадвигателя. В системе обогрева для управления заслонками подачи нагретого воздуха используются программные коммутаторы типа ПКСК.

Количество горячего и холодного воздуха, поступающего в кабину, регулируется специальным устройством, называемым термостатом. В качестве чувствительного элемента используется биметаллическая пластинка, изменяющая свою форму при изменении окружающей температуры, замыкая при этом ту или иную пару контактов. Контакты управляют приводным механизмом регулировочного устройства (заслонкой).

При эксплуатации систем обогрева основное внимание следует обращать на надежность контактирования силовых цепей (через 200—600 ч налета). Проверка функционирования обогрева проверяется обычно при подготовках к полету.

В связи с необходимостью работы в перенапряженных режимах для ряда обогревательных устройств введены жесткие ограничения по режимам использования, которые следует соблюдать при эксплуатации. Так, например, обогрев ПВД разрешается включать за 3—5 мин до взлета и выключать не позже чем через 3 мин после посадки, т. е. длительно применять только при наличии аэродинамического обдува.

Электрические устройства систем кондиционирования воздуха кабин

К электрическим устройствам систем кондиционирования воздуха относятся электрообогревательные устройства (агр. 107), электромеханизмы регулирования подачи горячего воздуха в кабины (МРТ-1, МП-100М, МРТ-2), автоматические регуляторы температуры воздуха кабин (ТРТВК-45М, АРТ-56); коробки регулирования воздуха кабин, электрические приборы контроля параметров воздуха кабин (ТВ-11, ТВ-19, ТНВ-15, ТУЭ-48), системы электрических вентиляторов (ДВ-1, ДВ-2, ДВ-3).

При подготовках в полету проверяется работоспособность устройств систем кондиционирования воздуха. При этом у электронагревательных устройств определяется величина потребляемого тока, нормальное значение которого свидетельствует об исправности работы обогревателя.

Электрооборудование противообледенительных устройств

Для предотвращения обледенения отдельных приборов и элементов применяются электрообогревательные устройства, источниками тепла в которых являются сопротивления из металлических проволок или лент, намотанных на остов из изолирующего материала, которые нагреваются при протекании по ним тока. Так, для предотвращения обледенения электрообогрев применяется для приемников воздушных давлений типов ПВД ТП-156, ППД, датчиков углов атаки типа ДУА, смотровых стекол членов экипажа (АОС-81).

Для сигнализации обледенения устанавливаются устройства (например, радиоизотопные сигнализаторы обледенения типа РИО-2), сигнализирующие экипажу о начале обледенения и необходимости включения противообледенительного устройства.

При эксплуатации работоспособность обогрева приемников воздушных давлений и датчика углов атаки проверяется на ощупь. Работоспособность системы обогрева стекол проверяется путем контроля величины потребляемого тока.

6. СИСТЕМЫ ПОЖАРНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ, ПОЖАРОТУШЕНИЯ, СРЕДСТВ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПОЖАРА

Противопожарное оборудование обеспечивает: автоматическое управление пожаротушением при пожаре в любом пожароопасном отсеке; ручное управление пожаротушением; аварийное включение системы пожаротушения при аварийной посадке с убраным шасси; проверку исправности системы пожаротушения.

Автоматика систем пожарной сигнализации

К автоматике систем пожарной сигнализации относятся: мигающие красные табло «Пожар», световые табло на панелях управления и сигнализации противопожарной системы, сигналы речевой информации, поступающей в телефоны членов экипажа, устройства проверки работоспособности системы пожарной сигнализации.

Автоматика систем пожаротушения

В систему пожаротушения входят огнетушители, включаемые автоматически по сигналам систем сигнализации (ССП-2А) или вручную.

Система пожаротушения предназначена для ликвидации пожара и состоит из огнетушителей, системы (автоматической, ручной) включения огнетушителей, трубопроводов, устройств сигнализации саморазряда огнетушителей.

При эксплуатации систем сигнализации о пожаре необходимо через 200—1200 ч налета проверять качество соединения датчиков сигнализации с электропроводкой системы, а также следить за чистотой самих датчиков, их изоляторов и штепсельных разъемов.

Проверка исправности систем производится также при подготовках к полету.

В процессе эксплуатации систем пожаротушения необходимо соблюдать меры безопасности и предосторожности. Огнегасящий состав огнетушителей ядовит. Продукты термического распада огнегасящего состава токсичны и могут вызвать отравление.

Автоматика средств обнаружения и предупреждения пожара

В системе пожарной сигнализации для обнаружения пожара применяются устройства, работающие на принципе:

использования свойств биметаллической пластины изгибаться при изменении температуры окружающей среды (датчика типа ТИ или АД-155А-3К); использования свойств газа изменять электрическую проводимость вследствие ионизации (ионизационные сигнализаторы типа ИС-2МС);

использования термоэлектродвижущей силы, возникающей в термопаре при нагреве (датчики типов ДПС-1АГ, ДТБГ, ДТБ-2А, ДП-11).

Работающие на этих принципах системы контроля (датчики) вырабатывают и выдают в системы обнаружения электрические сигналы о возникновении пожара в контролируемых отсеках. Исполнительные устройства выдают сигналы в устройства сигнализации и сигналы на автоматические устройства включения средств пожаротушения.

Все работы, связанные с зарядкой, дозарядкой и перезарядкой огнетушителей, должны выполняться в специально оборудованных помещениях зарядных станций.

Опасно самовскрытие пироголовки огнетушителя при отсутствии заглушки на рабочем штуцере. В этом случае усилия для удержания огнетушителя в руках недостаточно, так как при разрядке на огнетушитель действует большая реактивная сила.

7. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СВЕТОТЕХНИЧЕСКИЕ И СВЕТОСИГНАЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА И ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Осветительное оборудование

Внешнее осветительное оборудование. К внешнему осветительному оборудованию относятся самолетные фары: посадочные, рулежные, посадочно-рулежные и фары подсвета (табл. 5.24).

Т а б л и ц а 5.24

Основные технические характеристики авиационных фар

Наименование светового прибора	Тип прибора	Основные характеристики лампы		
		Тип лампы	Напряжение, В	Мощность, Вт
Самолетная выдвижная посадочная лампа-фара	ЛФСВ-45	СМФ-2М	28	600
Самолетная лампа-фара:	ФРС-200			
посадочная нить		СМФ-3	28	600
рулежная нить		Оновная СМФ-3	28	180
Самолетная фара	ФС-155	Рулежная ПЖ-25	24	220
» фара с защитным стеклом	ФЗС-155	ПЖ-27	24	100
Самолетная фара	ФС-240	ПЖ-26	24	340
Рулежная фара с рассеивателем	ФР-100	СМ-21М	26	70
Малогабаритная посадочно-рулежная фара	МПРФ-1А	СМФ-5	28	230/150
Посадочно-рулежная фара	ПРФ-4	СМФ-3	28	600/180

Внешнее осветительное оборудование предназначено для обеспечения взлета, посадки и руления в ночное время.

Внутреннее осветительное оборудование. К внутреннему осветительному оборудованию относятся лампы белого цвета типов КЛСРК-45, СЛШ-45, СЛШН-48, САШК-53, ВЛС-45, КЛ-57, плафоны типов П-39, ПС-45, ПСМ-51, ПСГ-45 (табл. 5.25), световые приборы с источниками ультрафиолетового облучения типа АРУФОШ-45 или АРУФОШ-50, светильники красного цвета типов С-60, С-80, СВ, АГП, АПМ, СТ, СМ-1К, СМ-1БК с БК.

Внутреннее осветительное оборудование разделяется на: общее — для освещения салонов, кабин, отсеков и т. п., местное — для освещения отдельных механизмов, агрегатов и т. п.; рабочее — для освещения приборных досок, отдельных приборов, панелей, щитков управления, пультов и т. п.

Световые установки внутреннего осветительного оборудования обычно снабжаются реостатами для регулирования светового потока ламп накаливания.

Для освещения приборных досок, отдельных пультов и щитков, а также органов управления, на которые нанесен светящийся состав, устанавливаются световые приборы с источниками ультрафиолетового облучения типов АРУФОШ-45, АРУФОШ-50.

В последнее время для освещения кабин все более широкое применение находят светильники красного цвета, уменьшающие утомленность экипажа в полете.

Т а б л и ц а 5.25

Основные технические характеристики внутренних осветительных приборов

Наименование светового прибора	Тип прибора	Основные характеристики лампы		
		Тип лампы	Напряжение, В	Мощность, Вт
Самолетный плафон открытый	ПС-45	СМ-25	28	20
Герметический самолетный плафон	ПСГ-45	СМ-24	28	20
Самолетный плафон	ПСМ-51	СМ-24	28	20
Самолетная шарнирная лампа	СЛШ-45	СМ-23	28	20
Самолетная шарнирная лампа навигатора	СЛШН-48	СМ-23	28	20
Самолетный плафон	П-39	СМ-28-10 (СМ-15)	26	10
Выдвижная самолетная лампа с блоком	ВЛС-45	СМ-28,5 (СМ-29)	28	5
Самолетная кабинная лампа	КЛСРК-45	СМ-28-4,8 (СМ-30)	28	4,8
Самолетная шарнирная комбинированная лампа	СЛШК-53	СМ-28-4,8	28	4,8
Самолетная кабинная лампа красно-белого цвета	КЛ-57	СМ-28-4,8 (СМ-30)	28	4,8

Внешнее светосигнальное оборудование

К внешнему светосигнальному оборудованию относятся плафоны строевых огней, габаритные и кодовые огни, самолетные сигнальные приборы, аэронавигационные огни, ручные сигнальные прожекторы (табл. 5.26).

Т а б л и ц а 5.26

Основные технические характеристики внешних светосигнальных приборов

Наименование светового прибора	Тип прибора	Основные характеристики лампы		
		Тип лампы	Напряжение, В	Мощность, Вт
Плафон строевых огней	ПССО-45	СМ-28-4,8 (СМ-30)	28	4,8
Огонь полета строем	ОПС-57	СМ-28-23	28	23
Габаритный огонь	ОГ-57	СМ-28-80	28	80
Кодовый огонь	КОС-45	СМ-21М	26	70
Самолетный сигнальный прибор	ФБВ-45	СМ-26	28	59
Верхний белый сигнальный огонь	ВБСОС-45	СМ-21М	26	70
Ручной сигнальный прожектор	РСП-45	Лампа-фара	26	5,3
Бортовой аэронавигационный огонь	АБ-42	СМ-28-10 (СМ-15)	26	10
То же	Б -42	СМ-28-10 (СМ-15)	26	10
»	БС-39	СМ-28-10 (СМ-15)	26	10
»	БАНО-45	СМ-28-28 (СМ-22)	28	24
»	БАНО-57	СМ-28-70	28	70
Хвостовой аэронавигационный огонь	ХС-39	СМ-28-10 (СМ-15)	26	10
То же	ХС-57	СМ-24	28	20

Внешнее светосигнальное оборудование предназначено для обозначения самолетов при полетах ночью, обеспечения руления ночью, обеспечения групповых ночных полетов, для подачи сигналов.

К внешнему светосигнальному оборудованию относятся импульсные маяки типа ОСС, предназначенные для светового обозначения самолета днем и ночью.

Действие маяка основано на заряде блока конденсаторов от сети переменного тока через выпрямитель и периодическом разряде их через импульсные лампы. Импульсные кварцевые лампы, наполненные инертным газом (ксеноном), при разряде дают яркие световые импульсы.

Внутреннее светосигнальное оборудование

К внутреннему светосигнальному оборудованию относятся самолетные сигнальные лампы, в том числе цветные типов СЛЦ-51, СЛГС-51, ОСЛ-42 и арматура подсвета типа АОС-42 (табл. 5.27).

Т а б л и ц а 5.27

Основные технические характеристики внутренних светосигнальных приборов

Наименование	Тип прибора	Основные характеристики лампы		
		Тип лампы	Напряжение, В	Мощность, Вт
Самолетная сигнальная лампа	СЛЦ-51	СМ-28-4,8 (СМ-30)	28	4,8
Самолетная цветная сигнальная лампа	СЛГС-51	СМ-28-4,8 (СМ-30)	28	4,8
Сигнальная лампа	ОСЛ-42	МН-17	26	0,15
Арматура подсвета	АОС-42	МН-17	26	0,15

Внутреннее светосигнальное оборудование предназначено для сигнализации о работе отдельных агрегатов и систем оборудования, а также для световой индикации положения различных органов управления.

Эксплуатация светотехнического оборудования

Самолетные фары имеют лампу накаливания и отражатель. Фокусировка ламп обычно постоянная. Она производится на заводе-изготовителе. При смене ламп дополнительной фокусировки не требуется.

При замене перегоревшей лампы необходимо следить за правильностью положения нитей, положением штифтов цоколя лампы по отношению к прорезам цоколя.

Рулежная нить располагается над посадочной при выдвинутом положении фары, при этом посадочная и рулежная нити должны быть расположены горизонтально.

Неисправные лампы должны заменяться лампами одинаковой мощности.

При эксплуатации фар следует тщательно просматривать защитное покрытие, которое должно быть прозрачным, чистым, без царапин и трещин. При загрязнении отражателя его необходимо протирать мягкой чистой фланелью или замшей.

Во избежание потемнения отражателя фары необходимо строго соблюдать рекомендации инструкции, накладывающие ограничения на время горения фары.

При эксплуатации светотехнического оборудования при подготовках к полету проверяется исправность сигнальных осветительных устройств путем их включения. Периодически проверяется крепление световых приборов и надежность контактирования в регулировочных реостатах.

Необходимо помнить, что установка на самолеты с системой ультрафиолетового освещения приборов и аппаратуры, рассчитанных на освещение красным светом, недопустима, так как показания этих приборов не будут видны при облучении ультрафиолетовыми лучами.

При эксплуатации импульсных (проблесковых) маяков следует помнить, что маяк работает при повышенном напряжении, поэтому все работы с блоком питания и лампами проводить не менее чем через 5 мин после выключения маяка.

8. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Манометрические и барометрические приборы

К бортовым манометрическим и барометрическим приборам (МБП) относятся:

комбинированные указатели скорости (рис. 5.10) типа КУС (КУС-1200, КУС-2000, КУС-2500, КУСИ-2500);

высотометры двухстрелочные (рис. 5.11) типов ВД (ВД-10, ВМ-15, ВМ-72, ВД-20, ВД-28, ВД-30, ВДИ-30, УВИ-30, УВИД-30-15);

вариометры (рис. 5.12) типов ВР, ВАР (ВР-10, ВАР-30, ВАР-30-3, ВАР-75, ВАР-150, ВАР-300);

указатели числа М (рис. 5.13) типов М, МС (М-0,95, М-1,5, МС-1, МС-1,5, М-2,5);

сигнализаторы скоростного напора типа ССН (ССН-3, ССН-5).

Перечисленные приборы предназначены для пилотирования и навигации летательных аппаратов и выдают экипажу непрерывно информацию о параметрах воздушной среды и о параметрах и режимах полета ЛА.

Для указателей воздушной скорости приняты следующие градуировочные формулы:

$$V = \sqrt{\frac{2p_d}{\rho}},$$

где при полетах со скоростью свыше 400 км/ч

$$p_d = p_c \left\{ \left[\frac{V^2 (k-1)}{2gkRT_H} + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right\};$$

при полете со скоростью, превышающей скорость звука,

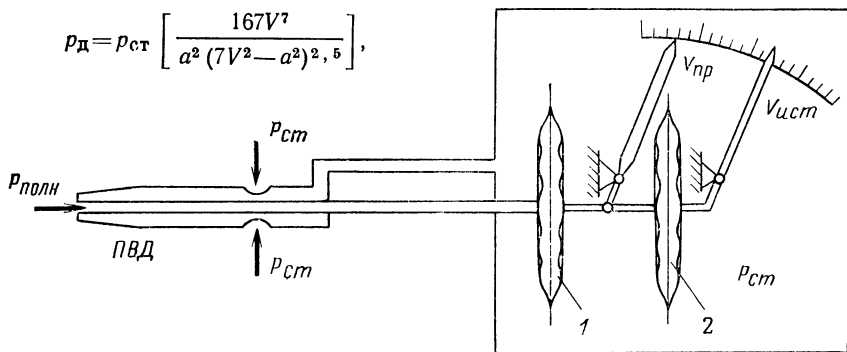


Рис. 5.10. Принципиальная схема комбинированного указателя скорости:

1 — манометрическая коробка; 2 — энергонная коробка

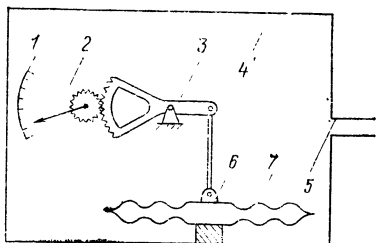


Рис. 5.11. Принципиальная схема барометрического высотомера:

1 — шкала; 2 — стрелка; 3 — передаточный механизм; 4 — корпус прибора; 5 — штуцер; 6 — подвижной центр; 7 — aneroidная коробка

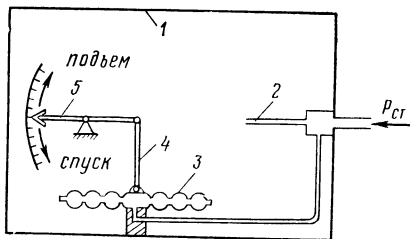


Рис. 5.12. Принципиальная схема вариометра:

1 — корпус прибора; 2 — капиллярная трубка; 3 — манометрическая коробка; 4 — тяга; 5 — стрелка

где ρ — плотность воздуха; k — показатель адиабаты; g — ускорение силы тяжести; R — универсальная газовая постоянная, равная 29,27 м/град; T_H — температура воздуха на высоте полета H , °К; a — скорость звука.

Между скоростями $V_{пр}$ и $V_{ист}$ существует следующая зависимость:

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_{пр} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_{ст} T_0}},$$

где p_0 — статическое давление на $H = 0$ м; $p_{ст}$ — статическое давление на высоте полета H .

Для градуировки большинства барометрических высотомеров приняты следующие градуировочные формулы:

$$p_{ст} = p_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{Rr}} \text{ для } H \leq 11 \text{ км;}$$

$$p_{ст} = p_{11} e^{-\frac{H - 10\,000}{RT_{11}}} \text{ для } H > 11 \text{ км,}$$

где $p_0 = 760$ мм рт. ст. — давление у поверхности земли; $T_0 = 273,16 + 15 = 288,16^\circ \text{К}$ — температура у земли; $r = 0,0065$ град/м — температурный градиент высоты; $R = 28,27$ м/град — газовая постоянная воздуха; T_{11} — температура °К на высоте 11 км.

Для указателей числа M принято выражение

$$M = \frac{V_{ист}}{a} = \frac{V_{ист}}{\sqrt{kgRT_H}} = 2,23 \sqrt{\left(\frac{p_d}{p_{ст}} + 1 \right)^{\frac{1}{3,5}} - 1}.$$

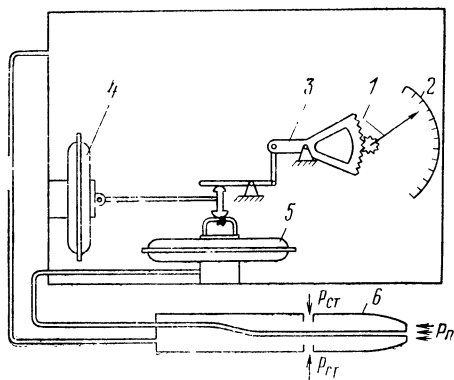


Рис. 5.13. Принципиальная схема указателя числа M :

1 — стрелка; 2 — шкала; 3 — передаточный механизм; 4 — aneroid; 5 — манометрическая коробка; 6 — приемник воздушных давлений

Основными рабочими характеристиками МБП являются: основная погрешность, вариация показаний, плавность хода стрелок при прямом и обратном ходе, герметичность корпуса и чувствительных элементов. Проверку соответствия этих характеристик требованиям технических условий на данном типе самолета целесообразно выполнять через 200—600 ч налета. Кроме того, при подготовках самолета к каждому полету необходимо проверять работоспособность МБП и герметичность систем приборов, т. е. выполнять упрощенную проверку основных рабочих характеристик МБП. Контроль с такой частотой позволяет своевременно отбраковывать неисправные приборы и исключить отказы в полете важнейших пилотажных приборов из группы МБП.

Подсоединение многих МБП к системе ПВД осуществляется резиновыми (дюритовыми) шлангами. Последние являются наименее надежными элементами всего комплекса МБП-ПВД. Техническое состояние и отбортовку дюритовых шлангов целесообразно проверять через 100—600 ч полета. При этом нужно возобновлять отличительную цветную маркировку на шлангах и у штуцеров потребителей полного и статического давлений.

Чехлы и заглушки приемников воздушных давлений целесообразно снимать технику (механику) самолета непосредственно перед запуском двигателей (на вертолете непосредственно перед взлетом). Чехлы и заглушки должны снабжаться красными выпелами и блокироваться связкой с другими заглушками, подлежащими снятию перед запуском двигателей.

Иногда встречаются случаи крепления дюритовых шлангов на штуцерах приборов с помощью контрольной проволоки. При обнаружении таких случаев шланги, деформированные проволокой, нужно немедленно снять с самолета, а крепление осуществлять только с помощью специальных хомутов.

Не рекомендуется применение резиновых колпачков для наведения на штуцера временно снятых или отсоединенных МБП, так как острые кромки штуцеров надрезают резину колпачков и возможно попадание частиц резины внутрь штуцеров, в шланги и закупорка трубопроводов ПВД.

При необходимости временного отсоединения приборов свободные концы трубопроводов и штуцера приборов можно закрывать пластмассовыми колпачками или обматывать целлофаном.

Периодически (через 200—600 ч налета) трубопроводы системы ПВД следует продувать сжатым воздухом под давлением 2—4 кгс/см². Продувку необходимо вести от приемников, предварительно отсоединив приборы и отстойники. Продувая аварийную систему, следует открывать аварийный кран.

После выполнения работ по устранению полного или частичного нарушения герметичности, а также по устранению закупорки (пережатия) трубопроводная система приемника воздушного давления проверяется на герметичность, а приборы системы — на правильность показаний.

При выполнении профилактического ремонта (обычно через 1000—5000 ч налета) рекомендуется заменять дюритовые шланги ПВД независимо от их технического состояния. Такая мера оправдана в связи с тем, что в процессе эксплуатации, происходит расслоение шлангов (особенно в местах расстыковки, у штуцеров приборов), их растрескивание и потеря эластичности, а следовательно, создаются условия для потери герметичности или закупорки систем ПВД.

Одним из слабых мест системы ПВД, с точки зрения ее надежности, являются влаготстойники. Необходимость их периодического вскрытия для слива влаги приводит к образованию трещин, особенно у прокладок. Поэтому при всех случаях повреждения влаготстойников (контроль осуществляется через 200—600 ч налета, а в особо влажных климатических условиях и чаще) их надо заменять.

При проверках высотомеров и указателей скорости необходимо пользоваться гипсометрическими и аэродинамическими таблицами.

Если при установке стрелок барометрического высотомера на нулевую отметку высоты отклонение шкалы барометрического давления от приведенного давления дня превышает в данный момент времени значение, допустимое по техническим условиям на высотомер данного типа (1,5—2,5 мм рт. ст.), то производить согласование этих показаний запрещается. Высотомер в этом случае должен быть снят и подвергнут полной проверке в лаборатории.

Система приема воздушных давлений

Система приема воздушных давлений (ПВД) воспринимает полное и статическое давление и передает их по магистралям (трубопроводам) к чувствительным элементам пилотажно-навигационных приборов и систем, систем управления самолетом, М-реле, сигнализаторам, бортовым устройствам регистрации параметров полета.

К системе приема воздушных давлений относятся приемники воздушных давлений, трубопроводы полного и статического давлений, коллекторы, влагоотстойники, краны переключения систем ПВД.

В эксплуатации применяются приемники трех типов. Приемники типа ПВД (ПВД-4, ПВД-5, ПВД-6М, ПВД-7, ПВД-9, ПВД-18) воспринимают только полное давление, приемники ПСД воспринимают только статическое давление.

К звуковым относятся ПВД-6М, к сверхзвуковым ПВД-18, ПВД-4, ПВД-5, ПВД-7, ПВД-9.

Приемники типов ПВД (кроме ПВД-9), ТП-156(М) и ППД имеют электрический обогреватель, питаемый от бортовой сети постоянного тока 27 В.

Приемники воздушного давления всех типов монтируются на самолете таким образом, чтобы дренажные отверстия были обращены вниз. Когда самолет находится на стоянке, приемник должен быть зачехлен. Перед полетом чехол снимается.

Для уменьшения аэродинамических погрешностей приемники статического давления устанавливаются на металлические плиты.

На центральное отверстие приемника ПВД (ППД, ТП) набегающий поток воздуха оказывает давление

$$p_{\text{п}} = p_{\text{ст}} + \frac{\rho V^2}{2},$$

где $p_{\text{п}}$, $p_{\text{ст}}$ — полное и статическое давление воздуха; ρ — плотность воздуха на высоте полета; V — воздушная скорость полета.

При проверке работы обогревательных элементов приемников воздушных давлений (ПВД, ТП, ППД) под током включать обогрев на земле разрешается на время не более 2 мин. По истечении этого времени поверхность приемников должна быть ощутимо теплой.

Величина тока, потребляемого обогревательным элементом приемника, должна быть: для ПВД-4 — 7,5—8,5 А; для ПВД-5 — 5,5—6,5 А; для ПВД-6М — 3,4—3,9 А; для ПВД-7—5,5—6,5 А; для ТП-156(М) — 3,5—5 А; для ППД-1(В) — 6,2—6,8 А; для ППД-3 — 3—5 А; для ППД-5 — 3—6 А; для ПВД-18—5,5—6,5 А.

Во время мытья самолета нужно следить за наличием заглушек на приемниках ПВД.

Перед проверкой герметичности систем статического и полного давлений производится внешний осмотр влагоотстойников (при необходимости из них сливается вода). Стекланные стаканчики влагоотстойников, имеющие трещинки, заменяются.

При проверке герметичности систем статического давления необходимо увеличивать и уменьшать разрежение таким образом, чтобы стрелка вариометра не выходила за пределы максимальной отметки шкалы.

Продувку систем статического и полного давлений производить сжатым воздухом под давлением 2—4 кгс/см², отсоединив предварительно от трубопроводов все приборы и потребители полного и статического давлений.

Обогрев ПВД должен включаться не ранее чем за 5 мин до взлета и выключаться не позднее чем через 3 мин после посадки. Чехлы на приемники надеваются после их полного охлаждения.

В процессе эксплуатации ПВД производятся периодические проверки герметичности камер статического и полного давлений, силы тока, потребляемого обогревательным элементом, сопротивления изоляции, исправности соединительных проводов и дюритовых шлангов, состояния приемного отверстия полного давления, дренажного и статических отверстий.

На самолете приемники воздушного давления проверяют совместно с проверкой систем полного и статического давлений с помощью установки КПА-ПВД или КПУ-3.

Гироскопические пилотажные и навигационные приборы

Наиболее важными бортовыми гироскопическими приборами являются авиагоризонты, указатели поворота, гиropolукомпасы, а также выключатели коррекции.

Центральным звеном этих приборов являются гиросузлы, роторы которых вращаются электродвигателями переменного или постоянного тока. Позиционные гироскопы обычно имеют систему коррекции. Поэтому надежность работы таких приборов в значительной мере зависит от исправной работы гиросузла и электрических цепей питания, коррекции и дистанционных передач.

Вибрационные и ударные нагрузки, особенно при рулении самолетов до взлета, передаются на оси гиросузлов, если последние заарретированы. Поэтому при эксплуатации необходимо своевременно (до выруливания) включать гиросприборы, приводить гиросузлы в рабочее состояние и разарретировать их.

Особое внимание следует обращать на контроль исправности амортизатора, так как их повреждения (порывы) резко ухудшают условия работы гиросузлов и приводят к их отказам из-за деформации осей, увеличения моментов трения и повреждений электрических цепей.

У авиагоризонтов (АГИ-1, АГБ-2, АГБ-3, АГД-1), в первую очередь у дистанционных, при выполнении работ технического обслуживания следует контролировать время готовности к работе, работу арретирующего устройства, скорости продольной и поперечной коррекции, действие отключателей коррекции, устойчивость при выключенной коррекции и погрешности выдерживания вертикали, а также проверять величины потребляемого постоянного и переменного токов.

Кроме того, необходимо проверять погрешности отработки углов рассогласования по крену и тангажу, несовпадение индексов указателей и работу схем сигнализации.

Указанные проверки, выполняемые через 100—600 ч налета, позволяют своевременно выявлять нежелательные изменения технического состояния авиагоризонтов и предупреждать появление неисправностей в полете. Для проверок и сохранения нужной точности контроля используются контрольные пульты проверки авиагоризонтов.

После замены гидродатчика или комплекта авиагоризонта на самолетах, не имеющих дублирующих авиагоризонтов, работа прибора должна проверяться в контрольном полете.

Электрические указатели поворота (ЭУП) имеют гиросомоторы с электродвигателями постоянного тока (типа ЭУП-53) и электродвигателями переменного тока (типа ЭУП-57).

При эксплуатации у электрических указателей поворота контролируется состояние коллекторно-щеточного узла и высота щеток. При наличии большого количества щеточной пыли коллектор прочищается и продувается сжатым воздухом под давлением 1,5—2 кгс/см². Затем измеряется величина потребляемого тока.

К числу параметров, позволяющих контролировать работоспособность ЭУП, кроме тока, относятся: чувствительность при плоском развороте с заданной угловой скоростью, погрешность при заданных значениях крена и угловой скорости, величина застоя подвижных индексов и время их возврата из крайних положений. Все эти параметры целесообразно контролировать через 200—600 ч налета.

Выключатели коррекции (ВК-53РБ(РШ), ВК-90) предназначены для выключения коррекции гиросприборов (авиагоризонтов, гиropolукомпасов и других приборов) при разворотах. Выключатели коррекции типа ВК-53-РБ(РШ) выключают коррекцию с задержкой 5—15 с.

Выключатели коррекции типа ВК-90 имеют задержку времени как при выключении, так и при включении коррекции.

Выключатели коррекции типа ВК-90 реагируют на угловую скорость в 2 раза меньшую, чем ВК-53, и не включают коррекцию при рысканиях на развороте.

При эксплуатации ВК целесообразно периодически контролировать его работоспособность, обращая особое внимание на выдерживание времени задерж-

ки выключения коррекции и на соблюдение симметричности задержки. Эти проверки, а также измерение тока, потребляемого каждой фазой гиromотора ВК, выполняют через 200—100 ч налета.

Гирополукомпасы. В отличие от авиагоризонтов у гирополукомпасов ось собственного вращения гироскопа расположена в горизонтальной плоскости. Гироскоп гирополукомпаса не корректируется в горизонтальной плоскости. Поэтому при измерении курса возникают погрешности, обусловленные вращением Земли и перемещением самолета относительно Земли.

Для уменьшения погрешностей в показаниях курса производится коррекция кажущегося ухода гирополукомпаса, коррекция горизонтального положения оси ротора гироскопа. Гирополукомпасам свойственна карданная погрешность, представляющая собой разность между углом курса, измеряемым в горизонтальной плоскости, и показаниями гирополукомпаса при наклоне (по крену или тангажу) оси наружной рамки от вертикального положения. Наиболее распространенным в настоящее время является гирополукомпас ГПК-52.

В варианте ГПК-52АП гирополукомпас используется датчиком курса в автопилотах типа АП-6Е.

При эксплуатации гироскопических приборов и устройств, имеющих гироскопические узлы, необходимо не допускать транспортировки агрегатов и датчиков без специальных мер защиты гироскопических узлов от ударов и тряски; взлет (посадку) самолетов производить только с включенными гироскопическими устройствами.

Взлет самолета с неработающими и заарретированными гироскопическими устройствами, а также посадка с исправными, но неработающими и заарретированными гироскопическими устройствами запрещается.

После выполнения монтажных работ или доработок, связанных с трехфазными цепями питания гиromоторов, проверяется правильность функционирования гироскопических агрегатов.

Централизованные системы измерения параметров внешней воздушной среды, режимов и параметров полета

Применение систем централизованного измерения параметров внешней воздушной среды и параметров полета ЛА вызвано увеличением количества потребителей метеометрических параметров и необходимостью более полного учета факторов, влияющих на погрешности чувствительных элементов. Для решения сложных градуировочных формул применяются вычислители высокой точности. По результатам замеров статического давления, скоростного напора и температуры централизованные системы (централи скорости и высоты типа ЦСВ, системы воздушных сигналов типа СВС и др.) вычисляют высоту полета, скорость полета, число M , относительную плотность и температуру наружного воздуха, а также отклонения этих величин от заданных и ввода измеренных величин в навигационные системы и системы управления. В качестве чувствительных элементов применяются анероидные и манометрические коробки, упругие деформации которых при изменении давления измеряются следящими системами. Это позволяет значительно увеличить точность измерения.

В процессе эксплуатации у централей скорости и высоты и систем воздушных сигналов проверяется погрешность показаний и электрических выходов истинной воздушной скорости, числа M , высоты, температуры наружного воздуха и выходов относительной плотности воздуха. Герметичность систем и централей проверяется одновременно с проверкой герметичности систем полного и статического давлений ЛА.

Автопилоты и системы автоматического управления

Современные автопилоты (АП) представляют собой комплекс совместно работающих устройств, обеспечивающих стабилизацию самолета на траектории, стабилизацию высоты полета, управление маневрами самолета, приведение самолета в горизонт.

В основу схемы автопилотов при работе в режиме стабилизации положен принцип регулирования по углу, угловой скорости (автопилоты типов АП-6Е, АП-28, АП-31 и др.), а у некоторых автопилотов и по угловому ускорению (автопилоты типа АП-15).

Для устранения автоколебаний в системе «автопилот — самолет» в автопилотах применяется жесткая обратная связь. Обратная связь обеспечивает порцию отклонения руля, пропорциональную входному сигналу, после чего руль останавливается. При этом закон регулирования автопилота имеет вид: по курсу $\delta_\psi = k_1 \Delta\psi$; по крену $\delta_\gamma = k_2 \Delta\gamma$; по тангажу $\delta_\theta = k_3 \Delta\theta$, где δ_ψ , δ_γ , δ_θ — порции отклонения руля направления, элеронов, руля высоты (стабилизатора) соответственно; k_1 , k_2 , k_3 — передаточные числа автопилота по курсу, по крену, тангажу соответственно; $\Delta\psi$, $\Delta\gamma$, $\Delta\theta$ — угол отклонения (от заданного) самолета по курсу, по крену, тангажу соответственно.

Для более плавной стабилизации самолета необходимо учитывать не только углы $\Delta\psi$, $\Delta\gamma$, $\Delta\theta$, но также и скорости изменения этих углов $\frac{d\Delta\psi}{dt}$; $\frac{d\Delta\gamma}{dt}$; $\frac{d\Delta\theta}{dt}$. Это означает, что более резким отклонениям самолета будут соответствовать также и более резкие отклонения рулей. Тогда уравнение автопилота для одного канала (курса) будет иметь вид:

$$\delta_\psi = k_1 \Delta\psi + k_2' \frac{d\Delta\psi}{dt},$$

где k_1 , k_2 — передаточные числа автопилота по углу и угловой скорости соответственно.

Аналогично записываются уравнения для каналов крена и тангажа.

Если кроме угловых скоростей учитывать также и угловые ускорения $\frac{d^2\Delta\psi}{dt^2}$; $\frac{d^2\Delta\gamma}{dt^2}$; $\frac{d^2\Delta\theta}{dt^2}$, то качество регулирования улучшится. В этом случае уравнение автопилота для одного канала имеет вид:

$$\delta_\psi = k_1 \Delta\psi + k_1' \frac{d\Delta\psi}{dt} + k_1'' \frac{d^2\Delta\psi}{dt^2},$$

где k'' — передаточное число автопилота по угловому ускорению.

При этом отказываются от жесткой обратной связи, так как отклонение руля вызовет немедленное отрицательное ускорение самолета, парирующее возмущающее отклонение самолета.

При учете суммарного сигнала по времени, например по курсу $\int_0^t \Delta\psi dt$, автопилот стабилизирует самолет на траектории, т. е. возвращает его на прежнюю траекторию полета. Уравнение автопилота для одного канала (курса) в этом случае записывается:

$$\delta_{1\psi} = k_1^0 \int_0^t \Delta\psi dt + k_1 \Delta\psi + k_1' \frac{d\Delta\psi}{dt}.$$

Такое регулирование называется астатическим.

Автопилоты обычно имеют три режима работы: 1) согласования (подготовки автопилота); 2) стабилизации; 3) управления.

В каналах стабилизации автопилотов имеются перекрестные связи, которые, связывая между собой разные каналы управления автопилота, например курса и крена, осуществляют координированный разворот.

Уравнения наиболее распространенных автопилотов в режиме стабилизации имеют вид:

автопилота АП-6Е

$$\text{по курсу } \delta_{\psi} = k_1 \psi + k'_1 \frac{d\psi}{dt} + k_{12} \gamma;$$

$$\text{по крену } \delta_{\gamma} = k_2 \gamma + k'_2 \frac{d\gamma}{dt} + k_{21} \psi;$$

$$\text{по тангажу } \delta_{\vartheta} = k_3 \vartheta + k'_3 \frac{d\vartheta}{dt} + k_{32} |\gamma| + k_4 H,$$

где k_{12} , k_{21} , k_{32} — передаточные числа автопилота для координированного разворота;

автопилота АП-15

$$\text{по курсу } \frac{d\delta_{\psi}}{dt} = k_1 \psi + k'_1 \frac{d\psi}{dt} + k''_1 \frac{d^2 \psi}{dt^2};$$

$$\text{по крену } \frac{d\delta_{\gamma}}{dt} = k_2 \gamma + k'_2 \frac{d\gamma}{dt} + k''_2 \frac{d^2 \gamma}{dt^2};$$

$$\text{по тангажу } \frac{d\delta_{\vartheta}}{dt} = k_3 \vartheta + k'_3 \frac{d\vartheta}{dt} + k''_3 \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} + k_4 H;$$

автопилота АП-28

$$\text{по курсу } \delta_{\psi} = k_1 \psi + k'_1 \int_0^t f(\psi) dt + k'_1 \frac{TP}{TP+1} \cdot \frac{d\psi}{dt};$$

$$\text{по крену } \delta_{\gamma} = k_2 \gamma + k'_2 \frac{d\gamma}{dt};$$

$$\text{по тангажу } \delta_{\vartheta} = k_3 \vartheta + k'_3 \frac{d\vartheta}{dt} + k_4 H;$$

автопилота АП-31

$$\text{по курсу } \delta_{\psi} = k_1 \psi + k'_1 \frac{d\psi}{dt};$$

$$\text{по крену } \delta_{\gamma} = k_2 \gamma + k'_2 \frac{d\gamma}{dt};$$

$$\text{по тангажу } \delta_{\vartheta} = k_3 \vartheta + k'_3 \frac{d\vartheta}{dt}.$$

Одноканальные креновые автопилоты типа КАП-2, устанавливаемые на легкие самолеты, работают в режиме демпфера и в режиме стабилизации угла крена.

В режиме демпфера закон регулирования элеронами имеет вид:

$$\delta_a = k_2 \omega_K,$$

где k_2 — передаточное отношение, изменяемое скоростным напором и высотой; ω_K — угловая скорость изменения угла крена.

В режиме стабилизации закон регулирования элеронами имеет вид:

$$\delta_a = k_2 \gamma + k'_2 \gamma - k_2^3 \gamma_p,$$

где k_1 , k'_1 — передаточные отношения по крену; k_2^3 — передаточное отношение по заданному углу; γ_p — угол крена, заданный ручкой управления.

В качестве чувствительных элементов, реагирующих на угловые отклонения самолета относительно центра тяжести, применяются:

по курсу — гиropolукомпасы, дистанционные магнитные компасы, курсовые системы;

по крену и тангажу — центральные гировертикали, гиродатчики дистанционных авиагоризонтов;

по курсу, крену и тангажу — курсовертикали;

по угловой скорости — демпфирующие гироскопы;

по угловому ускорению — специальные устройства, вырабатывающие сигналы, пропорциональные угловому ускорению самолета, путем дифференцирования сигналов датчиков угловой скорости.

Электрические сигналы отклонений самолета по углу, угловой скорости и угловому ускорению, полученные с датчиков, усиливаются электронными или электромашинными усилителями, подаются на рулевые машины, которые перемещают соответствующие рули самолета или изменяют режимы работы (тягу) авиадвигателей.

Автопилоты имеют электрические связи с курсовыми системами, центрами скорости и высоты, демпферами колебаний, автоматами дополнительных усилий, навигационными вычислительными устройствами.

Бортовые системы автоматического управления (САУ, БСУ, АБСУ) предназначены для выполнения широкого круга задач, связанных со стабилизацией самолета относительно центра тяжести, стабилизацией высоты, скорости, автоматическим и полуполуавтоматическим заходом на посадку, автоматического приведения самолета к режиму горизонтального полета, визуального указания углов крена, тангажа, курса и положения самолета относительно заданной высоты и заданной линии пути, обеспечения выхода самолета в определенную точку земной поверхности. Отличаются от автопилотов более широким кругом выполнения задач не только пилотирования, но и навигации.

Особенности эксплуатации АП и БСУ обусловлены следующим:

АП представляют собой комплексы, включающие агрегаты, характерные для всех видов оборудования (электрические, гидравлические и смешанные исполнительные механизмы; гироскопические, анероидно-мембранные и другие датчики, электронные усилители; разветвленные электрические и пневмогидравлические сети и т. д.). Поэтому при обслуживании АП (БСУ) следует руководствоваться правилами, приведенными для названных видов оборудования;

надежность АП тесно связана с безопасностью полетов. Поэтому особое внимание при эксплуатации АП следует обращать на техническое состояние средств обеспечения безопасности (СОБ), входящих в комплект АП или работающих совместно с ним.

Для своевременного обнаружения неисправностей и предупреждения отказов АП необходимо производить предполетную подготовку, объем которой является типовым практически для всех АП, а также комплекс инструментальных профилактических проверок и регулировок:

Основными проверками и регулировками являются следующие:

1. Проверка работоспособности с использованием наземных источников энергии (электрических и пневмогидравлических), предусматривающая контроль основных характеристик АП для режимов согласования, стабилизации, управления, а также проверку СОБ и схем отключения АП.

2. Проверка и регулировка важнейших рабочих параметров, в том числе параметров питания, смещений, передаточных чисел и коэффициентов усиления, стабилизации, управления.

3. Проверка совместной работы АП с централизованными и специальными бортовыми системами. Важнейшими являются проверки этапов взаимодействия с центральными гировертикалями, системой выдачи данных о воздушной скорости и радионавигационными системами.

При выполнении работ обслуживания АП особое значение имеет применение специальной аппаратуры не только для контроля параметров, но и для создания тестерных режимов и имитации рабочих условий.

Проверка автопилотов при проведении периодических видов обслуживания производится с помощью комплекта специальной контрольно-проверочной аппаратуры. Для проверки гировертикали (типов ЦГВ, АГД) датчики курса (гироагрегаты) и угловых скоростей демонтируют с самолета, устанавливают на

специальные поворотные платформы, соединяют с бортом самолета через специальные удлинительные жгуты и определяют основные технические параметры.

Предполетная подготовка автопилотов заключается в наружном осмотре агрегатов и проверке работы комплекта под током.

Регулировочные работы по АП с проведением контрольно-регулировочных операций выполняют через 200—600 ч полета.

Автоматы парирования колебаний летательного аппарата и аппаратура, работающая в комплекте с ними

Демпферы колебаний, тангажа, и автоматы устойчивости предназначены для парирования колебаний летательного аппарата относительно трех основных осей и улучшения характеристик устойчивости и управляемости при пилотировании ЛА на всех режимах полета.

Применение демпферов на современных самолетах вызвано ухудшением их аэродинамической устойчивости из-за малой площади оперения.

Исполнительные элементы демпферов выполняются в виде раздвижной тяги (рулевой агрегат), включаемой обычно в разрыв проводки управления так, что управляющие воздействия летчика и рулевого агрегата суммируются на входной качалке бустера.

Действие демпфера основано на измерении угловой скорости движения ЛА относительно основных осей и преобразования измеренной величины в пропорциональное отклонение рулей управления. Для улучшения динамических характеристик демпферов и уменьшения времени затухания переходных процессов в закон управления вводится сигнал по угловому ускорению.

В некоторых типах демпферов (автоматов устойчивости) сигнал с датчика угловой скорости поступает в масштабное устройство, которое изменяет величину сигнала в зависимости от скоростного напора $\rho V^2/2$. Измерение скоростного напора производится датчиком скоростного напора типа ДСН.

Каждый канал демпфера представляет собой электромеханический статический регулятор с отрицательной жесткой обратной связью. Закон регулирования каждого канала имеет вид:

$$\delta = k \omega,$$

где δ — угол отклонения руля; k — передаточное отношение (разное для каждого канала); ω — угловая скорость колебания самолета.

Рулевой агрегат демпфера представляет собой электромеханическую раздвижную тягу винтового типа, встраиваемую в кинематику тяг управления самолета.

Обычно в комплекте с демпферами работают устройства, приводящие штоки рулевых агрегатов в нейтральное положение (СПН) при возникновении отказов в схеме демпферов.

Кроме того, для контроля работы демпферов перед полетом и в полете используются пульты встроенного контроля типа ПКД.

В процессе эксплуатации у рулевых агрегатов управления РАУ проверяется состояние щеточноколлекторного узла, потребляемый ток. У комплекта демпферов проверяются передаточные числа, блокировка включения при создании давления в гидросистемах, точность приведения штоков в нейтральное положение.

Измерение и ограничение перегрузок, углов атаки и усилий в системе управления летательным аппаратом

К данной группе относятся автоматы сигнализации критических режимов (АСКР), автоматы углов атаки и перегрузок с сигнализацией (АУАСП), автоматы дополнительных усилий (АДУ) и акселерометры.

Автомат типа АСКР. В его основу положен принцип ограничения угла атаки, задаваемого как функция числа М. В АСКР производится непрерывное автоматическое сравнение местного текущего угла атаки α_T с критическим углом атаки $\alpha_{кр}$. Для этого автомат имеет датчики углов атаки ДУА (для замера α_T) датчики критических углов типа ДКУ (для замера $\alpha_{кр}$), задатчик местного угла

атаки. Автомат выдает сигналы экипажу (звуковые, световые), если по какой-либо причине самолет выходит на режим полета, при котором дальнейшее увеличение угла атаки будет небезопасным.

АСКР не может точно определить запас по углу атаки до выхода самолета на допустимую границу.

Этого недостатка лишены автоматы углов атаки, скольжения и перегрузок типа АУАСП.

Автоматы типа АУАСП, кроме измерения и указания α_t , $\alpha_{кр}$, вертикальной перегрузки n_y , включают предупреждающую сигнализацию при подходе к критическим углам атаки $\alpha_{кр}$ и предельным перегрузкам $n_{у\text{пр}}$.

Принцип действия автомата основан на непрерывной отработке в схемах автоматических балансных мостов напряжений тока, пропорциональных местным текущим углам атаки α_m , критическим углам атаки $\alpha_{кр}$ и вертикальным перегрузкам n_y самолета.

Указанные параметры самолета измеряются датчиками углов атаки ДУА, датчиками критических углов ДКУ и датчиками перегрузок ДП. Сигналы, поступающие с датчиков, усиливаются и преобразуются для механического перемещения стрелок и сектора указателя УАП. Таким образом, на выходном указывающем приборе автомата непрерывно индуцируются величины текущих и критических углов атаки и вертикальных перегрузок самолета. Допустимое значение вертикальной перегрузки наносится на шкалу указателя. При выходе самолета на критический режим на указателе УАП стрелка текущих углов атаки приближается к обрзу сектора критических углов атаки или стрелка перегрузок к предельной величине и выдается предупреждающий сигнал — загорается лампочка или гудит сирена.

Для определения работоспособности систем автомата на земле и в полете имеется встроенный контроль.

Определение выходных характеристик автомата производится с помощью специально предназначенной для этого контрольно-проверочной аппаратуры.

Автоматы дополнительных усилий предназначены для создания дополнительных усилий на органы управления при выходе самолета на максимально разрешенную эксплуатационную перегрузку и обеспечения маневров в пределах допустимых углов атаки.

Для обеспечения всей работы эти устройства получают сигналы от датчика перегрузок, датчика углов атаки, датчиков предельной скорости, центральных гиросвертикалей.

Акселерометры предназначены для измерения ускорений самолета, необходимых для управления полетом по заданной траектории, определения координат летательного аппарата в пространстве, предотвращения больших перегрузок, действующих на экипаж и конструкцию самолета.

По устройству акселерометр представляет грузик, подвешенный на пружинах внутри корпуса. При ускорениях самолета перемещение грузика передается на стрелку прибора или преобразуется в электрический сигнал. Наиболее широкое распространение в настоящее время получили акселерометры типа АМ-10 и АДП.

В процессе эксплуатации через 200—600 ч налета с помощью специального поворотного приспособления проверяется погрешность показаний акселерометров.

Магнитные гироскопические компасы и курсовые системы

К данной группе бортового оборудования относятся магнитные и индукционные гироскопические компасы типов ДГМК, ГИК и курсовые системы типов КС, КСИ, ТКС и др.

Магнитные дистанционные гироскопические компасы типа ДГМК предназначены для определения курса и углов разворота самолета. Чувствительным элементом ДГМК является магнитная система, устанавливаемая по направлению компасного меридиана.

В компасах ДГМК применяется потенциометрическая дистанционная передача. Указатели магнитного дистанционного компаса ДГМК-З выдают компасный курс.

Дистанционные гироскопические индукционные компасы типа ГИК-1 предназначены для указания магнитного курса и углов разворота самолета. При совместной работе с радиоконпасом предусматривается выдача на указатели прямого и обратного магнитных пеленгов радиостанции. Принцип действия компаса ГИК-1 основан на свойстве индукционного чувствительного элемента определять направление магнитного поля Земли. В компасе имеется устройство для автоматического устранения девиации. Компасам типа ДГМК и ГИК свойственна карданная погрешность при кренах и тангажах самолета, не равных нулю. При выходе самолета в линию прямолинейного горизонтального полета карданная погрешность самоустраняется.

Курсовые системы типа КСИ предназначены для определения курса при любых углах крена и тангажа самолета и определения курсовых углов и пеленгов радиостанций.

Курс самолета определяется с помощью датчика с индукционным чувствительным элементом. Благодаря стабилизации гиросула гироскопа по крену и тангажу по сигналам гировертикали в курсовых системах типа КСИ исключена карданная погрешность. Основным режимом работы КСИ является режим гиropolукомпаса. Режим МК (при нажатой кнопке согласования) используется для начальной выставки системы по магнитному или истинному меридиану.

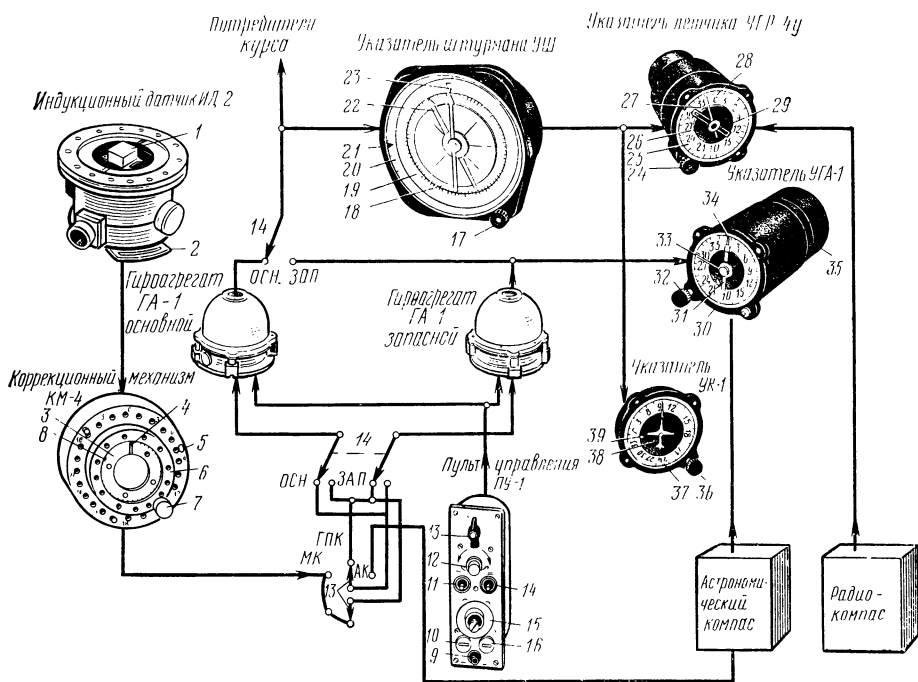


Рис. 5.14. Общая схема курсовых систем типа КС:

1 — девиационное устройство; 2 — шкала; 3 — неподвижная шкала курса; 4 — стрелка; 5 — винты; 6 — отверстия корпуса; 7, 17, 24, 32 — кремальеры; 8 — индекс склонения; 9 — кнопка «Согласование»; 10 — подстроечный потенциометр основного гироскопа; 11 — переключатель «Север — Юг»; 12 — ручка задатчика курса; 13 — переключатель режимов работы; 14 — переключатель основного или запасного гироскопа; 15 — шкала широтного потенциометра; 16 — подстроечный потенциометр запасного гироскопа; 18 — неподвижная шкала; 19 — курсовая шкала; 20 — шкала склонения; 21 — индекс склонения; 22 — стрелка радиоконписа; 23 — неподвижный индекс; 25 — неподвижная шкала курсовых углов; 26 — шкала курса; 27 — стрелка радиоконписа; 28 — неподвижный индекс; 29 — стрелка курсозадатчика; 30 — шкала курса; 31 — стрелка курсозадатчика; 33 — стрелка с индексом «А»; 34 — стрелка с индексом «Г»; 35 — установочный винт; 36 — кремальера установочной шкалы; 37 — неподвижная шкала курса; 38 — силуэт самолета со стрелой; 39 — нулевой индекс

Курсовые системы типа КС (рис. 5.14) предназначены для определения и указания курса самолета и углов его разворота, а также для указания пеленгов и курсовых углов радиостанции. Курсовые системы типа КС имеют три режима работы: гирополукомпаса (ГПК), магнитной коррекции (МК) и астрокоррекции (АК). Режим ГПК является основным режимом. Благодаря стабилизации гиросузлов по крену в курсовых системах КС исключена карданная погрешность при кренах самолета. В режиме ГПК система одновременно выдает гироскопический ортодромический и магнитный курсы, а также истинный курс, определенный астроконпасом (астроориентатором).

Курсовые системы типа ТКС по принципу действия аналогичны курсовым системам КС и от них отличаются выгодно тем, что имеют в 2—3 раза меньше величины ухода гироскопов в азимуте (0,5 град/ч, у курсовых систем типа КС допускается 2 град/ч).

При эксплуатации дистанционных компасов и курсовых систем особое внимание обращают на контроль чувствительности и выходной мощности всех каналов системы, рабочих характеристик следящих систем, индукционных датчиков и гиросузлов, механизмов согласования и коррекции, девиационных устройств, погрешностей указателей, а также скоростей отработки стрелок индикаторов.

Применение сервисной аппаратуры позволяет выполнять необходимые проверки в достаточно сжатые сроки.

При внешнем осмотре агрегатов после монтажа их на самолет (после замены или выполнения регламентных работ) необходимо убедиться, что индукционный (магнитный) датчик и гиросагрегаты правильно ориентированы в направлении полета. Стрелки на корпусах этих приборов должны совпадать с линией полета.

Устранение и списывание остаточной девиации, а также установочной ошибки производится на девиационном круге, удаленном от других самолетов, железобетонных рулевых и взлетно-посадочных полос и промышленных сооружений не менее чем на 100 м.

Командные пилотажно-навигационные системы

Командные пилотажно-навигационные системы (например, типа «Путь») предназначены для полуавтоматического управления самолетом по командным стрелкам пилотажных приборов при заходе самолета на посадку и по маршруту, индикации основных пилотажно-навигационных параметров с помощью показывающих приборов и выдачи информации об исправности радиосредств, обеспечивающих работу этой системы. Пилотажно-навигационные системы используют сигналы курсовых систем, гировертикалей, радиоконпасов, систем посадки, навигационных вычислительных устройств.

В процессе эксплуатации через 200—600 ч налета осуществляется контроль основных технических параметров системы.

Астрономические навигационные устройства и системы

Астрономические навигационные устройства и системы предназначены для автоматического измерения координат места и курса летательного аппарата. К ним относятся дистанционные астрономические компасы типов ДАК-ДБ, ДАК-Б и астроориентаторы типа БЦ-63.

Астрокомпасы типа ДАК-Б и ДАК-ДБ предназначены для определения истинного курса самолета по положению Солнца.

Астроориентатор БЦ-63 предназначен для определения координат места и курса ЛА по двум светилам (звезды, планеты, Луна) или курса самолета по Солнцу.

Основные технические параметры астрономических навигационных устройств контролируются в процессе выполнения регламентных работ через 200—600 ч налета.

Инерциальные навигационные устройства и системы

Инерциальные навигационные устройства и системы применяются для определения географических или условных координат положения самолета на земле. Принцип действия навигационной инерциальной системы основан на измерении ускорений, возникающих при движении самолета. Ускорения движения самолета определяются с помощью акселерометров, которые являются чувствительными элементами инерциальных систем. Составляющие скорости движения самолета находят путем интегрирования ускорений, замеренных акселерометрами. Полученная скорость полета с помощью счетно-решающих устройств преобразуется в сигналы, пропорциональные значениям географических или условных координат.

Бортовые аналоговые и цифровые вычислительные устройства в системе навигации и управления полетом

Навигационно-вычислительные устройства предназначены для определения и указания местоположения самолета, периодического корректирования счисления пути и курса, программирования маршрута полета и выработки управляющих сигналов для автономной навигации, автоматической и полуавтоматической навигации при совместной работе с пилотажно-навигационными системами.

Контрольно-записывающая аппаратура режимов полета

Самописцы. Для контроля выдерживания экипажем заданных режимов полета применяются самописцы скорости и высоты (К2-713М, К2-717), самописцы скорости, высоты и перегрузок (К3-63).

В самописцах К2-713М запись производится на закопченной бумажной ленте, в самописце К2-717 — на бумажной ленте со спецпокрытием, в самописце К3-63 — царапанием по эмульсионному слою киноплёнки, зафиксированной без проявления.

Чувствительными элементами самописцев являются: для регистрации высоты — блок анероидных коробок; для регистрации скорости — блок манометрических коробок; для регистрации перегрузки — инерционная масса (металлическая коробка), подвешенная на пружинах.

Продолжительность работы (по запасу ленты): К2-713М — 2,4,6 ч (завод часового механизма — 18 ч), К2-717 — 3 ч 20 мин. У К3-63 запас ленты рассчитан на 20—25 ч полета. Самописцы питаются от сети постоянного тока и имеют обогрев. У самописца К2-713М вращение барабана производится с помощью часового механизма, у К2-717 и К3-63 — с помощью электродвигателя.

В процессе эксплуатации у самописцев К2-713М, К2-717, К3-63 проверяется работоспособность, герметичность систем полного и статического давлений, тарировка.

Измерительные системы регистрации режимов полета самолета (вертолета) типов МСРП, САРПП предназначены для регистрации полетных данных, параметров движения и состояния летательного аппарата, его силовых установок и оборудования. Запись осуществляется на магнитную ленту (у МСРП), световым лучом на фотобумагу или фотопленку (у САРПП). Расшифровка записей, производимых на магнитную ленту, производится с помощью специальных декодирующих устройств.

При выполнении каждого полета должна производиться обязательная подготовка и включение бортовых средств контроля и регистрации полетных данных. Защитные контейнеры накопителей информации после окончания подготовки к полету должны пломбироваться.

Съем и дешифровка информации о параметрах движения и состояния летательного аппарата, его силовых установок и оборудования, а также о психофизическом состоянии экипажа производится по указанию ответственных лиц.

Анализ записей параметров позволяет анализировать действия летного экипажа и на этой основе совершенствовать его мастерство, а также прогнозировать приближение отказов (авиадвигателя, автопилота) и своевременно устранять их.

9. КОНТРОЛЬ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК, ТОПЛИВНЫХ, МАСЛЯНЫХ, ГИДРАВЛИЧЕСКИХ И ПНЕВМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Устройства и системы контроля работы силовых установок

К этой группе приборов относятся тахометры, термометры, манометры, топливометры, расходомеры, сигнализаторы давлений. Все эти приборы являются электрическими. Поэтому обеспечение исправности их электрических цепей и монтажно-коммутационных узлов в условиях воздействия вибрационных нагрузок является важной и в то же время достаточно трудной задачей, от решения которой зависит надежность контроля и управления режимами работы авиационных двигателей.

Авиационные электрические термометры предназначены для измерения температуры масла, температуры выходящих газов, воды, воздуха, температуры головок цилиндров.

В зависимости от типа приемника авиационные термометры разделяются на термометры сопротивления и термоэлектрические термометры.

У термометров сопротивления при эксплуатации проверяется градуировочная погрешность.

У термоэлектрических термометров проверяется основная погрешность и плавность хода стрелок, а также сопротивление термоэлектродов со стороны соединительной колодки. Последняя проверка позволяет прогнозировать уменьшение механической прочности и предупреждать обрывы термоэлектродов в полете. Особенно тщательно нужно контролировать состояние электроцепей термометров в зоне высоких температур, а также затяжку гаек на соединительных колодках, так как изменение переходного сопротивления проводов воспринимается как искажение показаний температуры.

При эксплуатации термоэлектрических термометров необходимо учитывать, что комплектовать указатели одной группы градуировки с термопарами другой группы градуировки не разрешается, так как при этом показания приборов будут неверными. Необходимо следить за тем, чтобы штифт на термопаре входил в прорезь штуцера. Это обеспечивает правильное положение отверстий термопары против газового потока. В процессе эксплуатации необходимо следить за чистотой отверстий термопар, так как при засорении отверстий возрастает инерционность термопары и погрешность из-за перехода тепла от газа внутрь камеры термопары к ее стенкам.

В авиационных тахометрах используется магнитоиндукционный принцип преобразования скорости вращения вала двигателя в показания прибора. Датчиком служит трехфазный синхронный генератор, у которого в качестве ротора используется постоянный магнит. Указатель является магнитоиндукционным прибором.

В процессе эксплуатации у тахометров контролируют основную погрешность комплекта, уравновешенность подвижной системы, плавность хода стрелок указателей и недоход стрелок до нулевой отметки шкалы, а также междоуказательное напряжение и отсутствие явлений раскачки (колебания) стрелок.

Перед установкой датчика на двигатель необходимо проверить правильность присоединения проводов к штепсельным вилкам, для чего следует валик вручную вращать в сторону вращения вала двигателя. При этом стрелка указателя должна поворачиваться в направлении вращения часовой стрелки.

Приборы и устройства контроля работы гидравлических и воздушных систем

К данной группе относятся гидравлические и воздушные манометры.

Гидравлические и воздушные манометры, применяемые на самолетах, построены на основе использования двух методов измерения:

силы измеряемого давления сравниваются с упругими силами чувствительного элемента (манометрической коробки, мембраны),
силы давления, преобразованные в соответствующие перемещения, воздействуют на параметры измерительных схем.

К группе манометров, построенных на использовании первого метода, относятся гидравлические манометры типов МГ-250, МГ-160, МГ-100, МГ-60 и воздушные манометры типов МВ-250, МВ-100, МВ-60, МВ-30, МВ-12, МВ-10, МВ-4.

К группе манометров, построенных на использовании второго метода, относятся электрические дистанционные манометры типов ЭДМУ (ЭДМУ-1, ЭДМУ-3, ЭДМУ-6, ЭДМУ-10, ЭДМУ-15, ЭДМУ-80, ЭДМУ-150, ЭДМУ-3, 2ЭДМУ-10, 2ЭДМУ-100, 2ЭДМУ-2-100), ЭМ (ЭМ-10, ЭМ-25, ЭМ-80, ЭМ-100, ЭМ-150, ЭМ-200), ЭДМ (ЭДМ-250, ЭДМ-300), ДИМ (ДИМ-8, ДИМ-100).

При эксплуатации манометров проверяется работоспособность и градуировочная погрешность.

При выключенном питании стрелки манометров типа ЭДМУ должны находиться на упоре, манометров ЭМ должны быть направлены вниз. Стрелки манометров типов МГ и МВ в ненагруженном состоянии должны находиться на нулевых отметках (в пределах допуска).

При выполнении регламентных работ проверяются (с помощью установок ГУПИ и ЭУПМ-2) основные погрешности датчиков, указателей и комплектов приборов в целом.

Устройства контроля работы топливных и масляных систем

К этой группе относятся электрические рычажно-поплавковые топливометры, расходомеры, манометры, электрические сигнализаторы.

Комплект рычажно-поплавкового топливометра состоит из реостатных датчиков и магнитоэлектрического логометра, датчиков-сигнализаторов и переключателя. Так как топливные баки различных самолетов имеют неодинаковую форму, то для каждого типа самолета имеется своя тарировка топливометра, обозначаемая номером на датчике и на измерителе. При наличии в комплекте топливометра сигнального устройства в конце типа прибора ставится буква «С». Буква «С», стоящая в начале наименования комплекта, указывает, что топливометр суммирующий.

В пределах данного номера тарировки части комплекта взаимозаменяемы. Топливометры для измерения бензина маркируют буквами БЭ, СБЭС; керосина — КЭС, СКЭС; масла — МЭ, МЭС.

Комплекты топливометров, в которых применены указатели ЛЖ-49, маркируются ТЭС.

При регламентных работах проверка комплекта топливометра на работоспособность и соответствие их показаний фактическому количеству топлива в баках производится с помощью специальной проверочной установки типа УПТ.

Электрические расходомеры предназначены для измерения мгновенного потребляемого двигателями в единицу времени или суммарного расхода топлива. Работа расходомеров основана на принципе измерения скорости вращения крыльчатки в зависимости от скорости потока топлива.

В качестве расходомеров, измеряющих суммарные расходы топлива, применяются расходомеры типов РТС и РТСУ (РТС-8, РТС-16, РТС-300, РТСУ-30Д и др.) и комбинированные расходомеры для измерения мгновенного и суммарного расхода типа РТМС (РТМС-4А-Б, РТМС-4Б, РТМС-1,5Б-1, РТМС-1,8Б-4 и др.).

Датчик расходомера устанавливается в разрез трубопровода стрелкой по направлению течения топлива. Тиратронный преобразователь устанавливается вертикально (штепсельным разъемом вниз). Провода, идущие от тиратронного прерывателя, экранируются. Экран соединяется с корпусом самолета.

Перед полетом стрелка указателя устанавливается на деление шкалы, соответствующее количеству залитого топлива, после чего переводный механизм пломбируется.

При регламентных работах проверяется исправность расходомера с помощью специальной установки типа УПР.

Электрические дистанционные манометры служат для контроля давления масла и топлива. При их эксплуатации необходимо периодически (обычно через 200 — 600 ч полета) контролировать основную погрешность комплекта, плавность хода стрелок, а также герметичность корпуса и приемной части датчика.

Указатели манометров устанавливаются на приборных досках. При выключенном питании стрелка указателя должна быть ниже нулевой отметки на упоре, при включении питания стрелка указателя должна находиться против нулевой отметки и при создании давления должна перемещаться по шкале указателя.

Электрические сигнализаторы используются в случаях, когда экипажу не надо знать истинную величину давления, а важно знать, поддерживается ли оно в нужных пределах. По назначению электрические сигнализаторы давления делятся на сигнализаторы давления топлива, масла, воздуха. Наиболее широко распространены сигнализаторы типов СД, СДУ, МСД, ДСС, ЭС.

Сигнализаторы давлений в отличие от манометров требуют лишь контроля погрешностей срабатывания на заданных точках, герметичности корпуса и приемной части датчика.

Обычная периодичность контроля технического состояния и работоспособности приборов контроля работы авиационных двигателей составляет 200—600 ч налета.

Устройства контроля параметров воздуха в герметических кабинах

В герметических кабинах для контроля и измерения давления и температуры воздуха помещаются:

указатели расхода воздуха (рис. 5.15) типов РВУ, УРВК (РВУ-46, УРВК), показывающие количество воздуха, подаваемого в кабину;

указатели высоты и перепада давления (рис. 5.16) типа УВПД (УВПД-3, УВПД-15, УВПД-20, УВПДС), показывающие, какой высоте (по стандартной атмосфере) соответствует давление воздуха в кабине и разность давлений (перепад) в кабине и вне ее;

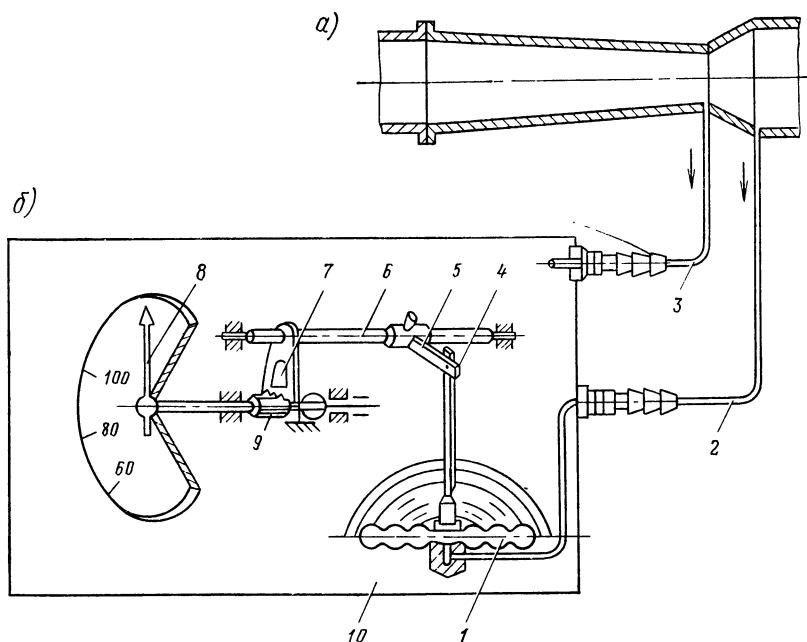


Рис. 5.15. Принципиальная схема расходомера воздуха:

а — приемник; б — указатель;
1 — манометрическая коробка; 2, 3 — трубопроводы; 4 — ушко; 5 — поводок; 6 — вал;
7 — сектор; 8 — стрелка; 9 — трубка; 10 — корпус

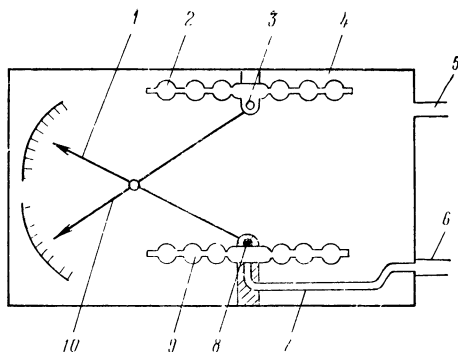


Рис. 5.16. Принципиальная схема указателя высоты и перепада давлений:

1 — стрелка перепада давлений; 2 — aneroidная коробка; 3, 8 — подвижные центры; 4 — корпус прибора; 5 — штуцер статического давления; 6 — штуцер полного давления; 7 — трубопровод; 9 — манометрическая коробка; 10 — стрелка высоты

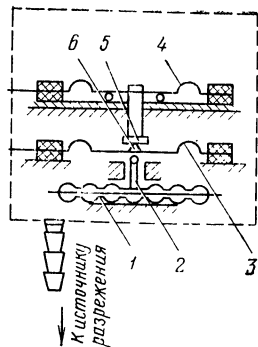


Рис. 5.17. Принципиальная схема высотного сигнализатора:

1 — блок aneroidных коробок (чувствительный элемент); 2 — шток; 3 — плоская контактная пружина; 4 — верхняя контактная пружина; 5, 6 — контакты

термометры типов ТВ, ТНВ, ТУЭ (ТВ-45, ТВ-11, ТНВ-15, ТУЭ-48, 2ТУЭ-111) для измерения температуры в кабине;

сигнализаторы опасного перепада давлений типа СОПД (СОПД-50), предупреждающие о достижении опасного значения перепада давлений между давлениями в кабине и окружающей самолет атмосферой;

высотные сигнализаторы (рис. 5.17) типа ВС (ВС-46, ВС-8000) для предупреждения экипажа самолета с помощью светового или звукового сигнала о падении барометрического давления ниже установленного значения и необходимости перехода на дыхание от кислородного прибора или снижении высоты полета ЛА.

Автоматы и системы измерения, управления выработкой топлива и центровкой летательного аппарата

Для контроля суммарного количества топлива, количества топлива в группах баков, автоматического управления порядком расходования топлива, сигнализации остатка топлива и управления заправкой самолета применяются **электроемкостные топливомеры** типов СЭТС, ТАЦ, АЦТ, СПУТ. Электроемкостные топливомеры типов ТАЦ и АЦТ обеспечивают также автоматическую центровку самолета при выработке топлива.

Принцип действия измерительной части топливомера основан на измерении емкости датчиков топливомера, представляющих собой цилиндрические конденсаторы, при изменении уровня топлива в баках.

Принцип действия автоматической части топливомера основан на изменении индуктивного сопротивления катушки самоиндукции при внесении в нее магнитное поле сердечника из ферромагнитного материала. В качестве элементов схем используются мосты переменного тока.

Принцип действия автоматического управления центровкой самолета основан на выравнивании топливных моментов топливной системы летательного аппарата за счет управления порядком выработки из баков. В качестве датчиков используются емкостные датчики топливомера.

В процессе эксплуатации у топливомеров проверяется надежность крепления элементов комплекта, герметичность установки датчиков, точность показаний

системы измерения топлива при групповом и суммарном контроле, исправность работы автоматической части и блоков центровки. У датчиков через 200—600 ч налета производится промывка и сушка датчиков, измерение электрического сопротивления и емкости сухих датчиков, проверяется работоспособность сигнализаторов датчиков.

10. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЕ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

К кислородному оборудованию относятся бортовые кислородные приборы непрерывной (коллективного пользования) и прерывной (индивидуального пользования) подачи, парашютные кислородные приборы, переносное кислородное оборудование, контрольно-сигнальная аппаратура, элементы кислородной бортовой арматуры (КАБ), самолетные кислородные газификаторы, системы кислородной подпитки силовых установок.

Для кислородных систем высокого давления применяется арматура КАБ-14, для систем низкого давления — КАБ-16. В кислородную бортовую арматуру входят бортовой и приборный вентили, бортовой зарядный штуцер, тройники, крестовины, обратные клапаны, трубопроводы. Зарядка бортовых кислородных систем должна производиться только медицинским кислородом (газообразным — ГОСТ 5583—68 или жидким — ГОСТ 6331—68). Оценка качества медицинского кислорода производится врачом.

Разрешение на заправку самолетов кислородом дается только после проверки паспортных данных.

Технические характеристики как комплектов кислородного оборудования, так и отдельных устройств, определяются с помощью специальных проверочных установок при выполнении регламентных работ через каждые 200—600 ч налета.

Монтаж кислородных трубопроводов

Инструмент, применяемый при монтаже кислородных трубопроводов, должен быть хромированным, чистым и не должен использоваться для других работ. Монтаж кислородных трубопроводов должен выполняться лицами, знающими правила обращения с кислородным оборудованием. Нужно помнить, что кислород при соединении с маслом взрывоопасен.

Категорически запрещается перед монтажом продувать кислородные трубопроводы сжатым воздухом, а также устанавливать при подсоединении трубопроводов уплотнительные прокладки, не предусмотренные комплектацией кислородной арматуры и приборов.

Заглушки со штуцеров агрегатов и концов трубопроводов следует снимать непосредственно перед подсоединением, убедившись в чистоте отверстий штуцеров и трубопроводов и в отсутствии механических повреждений мест соединений. Медные трубопроводы должны окрашиваться голубым цветом. На алюминиевых трубопроводах должны наноситься кольца голубого цвета шириной 30 мм через каждые 300 мм.

Радиус изгиба трубопроводов сечением 5×3 мм должен быть не менее 25 мм, а трубопроводов сечением 8×6 мм не менее 40 мм и начинаться не ближе 15 мм от ниппелей.

При прокладке трубопроводов необходимо выдерживать зазор от неподвижных деталей не менее 5 мм, а от подвижных деталей и электропроводов не менее 30 мм. В местах, где это требование выполнить невозможно, на электропроводку должен быть наложен бандаж из материала ХПТ, а трубопроводы в местах зажима и касания его с элементами конструкции должны быть обшиты кожей. Длина трубок должна обеспечивать после их подсоединения ненапряженное состояние трубопроводов с учетом изменения температуры и вибрации в местах их установки.

При заворачивании накидных гаек трубопроводов во избежание скручивания и нарушения пайки ниппелей к трубопроводам необходимо поддерживать ниппель ключом соответствующего размера и заворачивать накидные гайки до отказа. Трубопроводы должны быть закреплены хомутами или зажимами

с мягкими прокладками (кожа, резина и другие подобные материалы) в местах, предусмотренных технологией сборки.

По окончании монтажа нужно проверить правильность соединений трубопроводов и герметичность систем. Запрещается производить подтяжку соединений трубопроводов, находящихся под давлением.

Особенности заправки систем жидким кислородом

Перед заправкой самолетной системы жидким кислородом нужно убедиться, что площадка около самолета в месте стоянки заправщика, а также под самолетом (в месте слива кислорода за борт) очищена от пролитого масла и керосина.

Место слива кислорода за борт (от вентиля сброса давления) необходимо ограждать легкими переносными загородками или шнуром, выпелами, натянутыми на переносные пирамидки. Эта мера исключит случайное попадание жидкого кислорода на одежду или открытые части тела лиц обслуживающего персонала.

Системы жидкого кислорода, как правило, заполняются полностью, т. е. до появления течи жидкого кислорода из дренажных отверстий. **Запрещается** производить работы по заправке жидким кислородом без рукавиц и специального инструмента.

Следует помнить, что жидкий кислород, попадая на тело человека, вызывает сильное обмороживание (ожог), а все органические вещества, пропитанные жидким кислородом, являются (до полного испарения кислорода) взрывчатыми веществами большой силы и очень легко воспламеняются. Поэтому при заправке жидким кислородом нельзя вблизи курить, зажигать спички или подносить любой источник открытого пламени.

Особенно внимательно нужно следить за тем, чтобы спецодежда обслуживающего персонала не имела жировых пятен и была чистой.

Нужно оберегать заправляемую систему (приборы, трубопроводы) от попадания влаги, так как при заполнении жидким кислородом вода немедленно превращается в лед и может вывести приборы из строя.

Если самолет зачехлен, то перед заправкой жидким кислородом следует убрать чехлы в районе дренажных отверстий сброса давления. При выполнении всех работ с жидким кислородом нужно быть исключительно аккуратным и внимательным.

Проверка герметичности кислородных систем

Для проверки герметичности (от зарядного штуцера до вентиля редукторов) кислородная система через бортовой зарядный штуцер заряжается медицинским кислородом (ГОСТ 5583—68) до давления 30 кгс/см² и затем дается выдержка в течение 1 ч (необходимая для восстановления температуры баллонов, охладившихся во время зарядки). После этого определить давление в системе и температуру окружающего воздуха. Затем дается выдержка 10 ч и вторично замеряется давление в системе и температура окружающего воздуха.

Система считается герметичной, если при закрытых вентилях падение давления в системе не превышает определенной величины, указанной в инструкции на самолет (например, для Ил-18 величина падения давления должна быть не более 0,4 кгс/см²). Если изменение температуры окружающего воздуха за время выдержки превышает 3°C, то вносится поправка на изменение давления, происшедшего от изменения температуры.

Поправка находится по следующей формуле:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{273^\circ + T_1^\circ \text{C}}{273^\circ + T_2^\circ \text{C}},$$

откуда

$$p_2 = p_1 \frac{273^\circ + T_2^\circ \text{C}}{273^\circ + T_1^\circ \text{C}}; \quad \Delta p_2 = p_2 - p_k \leq \Delta p_d,$$

где p_1 и T_1 — давление и температура окружающей среды первого замера; p_2 и T_2 — давление и температура окружающей среды второго замера; p_2 — предполагаемое давление при втором замере при отсутствии утечки; Δp_d — допустимое изменение давления за время выдержки.

Эксплуатация кислородных баллонов

Наполнение самолетных кислородных баллонов производится от транспортных баллонов, входящих в комплект оборудования автомобильных кислородных зарядных станций (АКЗС). Наиболее распространен баллон типа А-40 емкостью 40 л воды. На сферической части у горловины баллона (рис. 5.18) выбирается паспорт баллона со следующими данными: тип баллона (А-40), номер баллона (№ 7649), вес баллона (В-64,5 кг), емкость баллона (Г-40,2 л), пробное давление (П—225 атм), рабочее давление (р—150 атм), дата выпуска и следующего года проверки, клеймо инспекции Котлонадзора, клеймо отдела технического контроля, клеймо завода-изготовителя.

Т а б л и ц а 5.28

Таблица цветов окраски баллонов

Название баллона	Цвет окраски	Надпись	Цвет надписи	Цвет отличительной полосы
Для кислорода	Голубой	Кислород	Черный	—
» воздуха	Черный	Воздух	Белый	—
» водорода	Темно-зеленый	Водород	Красный	—
» азота	Черный	Азот	Желтый	Коричневый
« аммиака	Желтый	Аммиак	Черный	—
» сероводорода	Белый	Сероводород	Красный	Красный
» углекислого газа	Черный	Углекислый газ	Желтый	—

На медицинский кислород, содержащийся в баллоне, прикладывается паспорт (вкладывается в колпак вентиля баллона). Кислород без паспорта для зарядки бортовых кислородных баллонов (для дыхания) использовать не разрешается.

При транспортировке баллона на штуцер вентиля навертывается гайка-заглушка, а колпак навертывается и пломбируется. На середине баллона по окружности имеется надпись черной краской «Медицинский кислород» или «Кислород».

Баллоны, предназначенные для других газов, имеют строго определенную окраску (табл. 5.28).

Для всех остальных горючих газов окраска баллонов красная, а надпись белая.

Самолетные кислородные баллоны могут быть емкостью на 2, 4, 8 и 12 л. По рабочему давлению они делятся на два типа: баллоны, рассчитанные на давление 150 кгс/см², и баллоны, рассчитанные на давление 30 кгс/см².

Баллоны испытываются пробным давлением в 220—225 атм.

Взрывы кислородных баллонов могут происходить по следующим причинам: если в вентиль или редуктор баллона попало растительное, животное или минеральные масла; в результате неправильного использования баллона сначала под горючие газы, а потом под кислород; если баллон нагрет свыше 166° С, так как давление при этом поднимается выше 225 атм; при длительном нагрева-

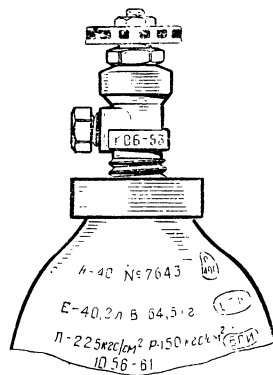


Рис. 5.18. Маркировка баллонов

нии до 100° С или хранении на солнцепеке или вблизи источников нагрева; в случае недоброкачества материала (хрупкости, слоистости, недостаточной вязкости или других дефектов); в случае утоньшения стенок баллона под действием коррозии; из-за усталости металла, вызванной многократно меняющейся нагрузкой под влиянием резких колебаний температуры при хранении, перевозке и эксплуатации баллонов, при сильных ударах и толчках; из-за самовозгорания окалины в струе выходящего кислорода при быстром открывании вентиля.

Каждые три года баллоны должны подвергаться проверке и гидравлическому испытанию на 225 атм. Баллоны не допускаются к эксплуатации, если проверка покажет уменьшение веса на 5%, изменение емкости на 1,5% от паспортного значения или появление при гидравлическом испытании потения или течи.

Зарядка кислородной системы газообразным медицинским кислородом (ГОСТ 5583—58) производится через зарядный штуцер от кислородной наземной зарядной станции КЗС с давлением, не превышающем 150 атм. Величина давления заряжаемого кислорода зависит от температуры окружающего воздуха и определяется по табл. 5.29.

Т а б л и ц а 5.29

Зависимость заряжаемого в систему давления кислорода от температуры окружающего воздуха

Температура (T), °С	Давление (p), кгс/см ²	Температура (T), °С	Давление (p), кгс/см ²
35	158	— 5	137
+30	155	—10	135
+25	153	—15	132
+20	150	—20	130
+15	147	—24	127
+10	145	—30	124
+10	145	—37	122
+5	142	—40	120
+5	142	—43	117
0	140	—50	114
		—60	109

Таблица составлена на основании следующей формулы:

$$p = p_0 \frac{273^\circ + T^\circ \text{С}}{273^\circ + 75^\circ \text{С}},$$

где $T^\circ \text{С}$ — температура окружающего воздуха; p — давление зарядки при $T^\circ \text{С}$; p_0 — давление в системе при нормальных условиях ($T = 15^\circ \text{С}$). Для приведенной выше таблицы $p_0 = 30$ кгс/см².

Системы кислородной подпитки силовых установок

Системы кислородной подпитки силовых установок предназначены для обеспечения надежного запуска двигателей и надежного розжига их форсажных камер, а также для повышения высотности системы запуска двигателей. Системы кислородной подпитки включают кислородные баллоны, электропневмоклапаны, кислородные вентили, обратные клапаны, манометры, зарядные штуцера.

Включение подачи кислорода при запуске двигателей и розжига форсажных камер производится автоматически с помощью электропневмоклапанов, включенных в программу электросистемы запуска двигателя и включения форсажа.

На отдельных типах летательных аппаратов системы кислородной подпитки применяются только для запуска двигателей в воздухе.

Меры безопасности при работе с кислородом

При эксплуатации кислородного оборудования не допускается:

- наличие на элементах кислородного оборудования масло-жировых веществ;
- работа в масляной одежде;
- нарушение герметичности кислородных систем;
- применение для продувки и промывки элементов кислородного оборудования газов и жидкостей, не предусмотренных инструкцией;
- пайка кислородных трубопроводов не предусмотренными для этих целей припоями;

- устранение негерметичности соединений в кислородных магистралях при наличии в них давления;

- отсоединение зарядного шланга АКЗС до предварительного стравливания из него давления через специальный вентиль сброса давления;

- скручивание кислородных трубопроводов и шлангов.

Концентрация кислорода 40% пожароопасна.

При подготовках к полету у комплекта кислородного оборудования проверяется: внешнее состояние и надежность крепления агрегатов и приборов в местах, доступных для осмотра; герметичность бортовой кислородной системы; работоспособность системы кислородного питания экипажа без избыточного и при избыточном давлении; запас кислорода (при необходимости производится дозаправка системы кислородом).

Во избежание взрыва в зарядных шлангах запрещается применять нерасконсервированные и необезжиренные кислородные шланги. Обезжиренные шланги должны иметь отличительную маркировку — две голубые поперечные полосы.

11. РАДИООБОРУДОВАНИЕ ВНЕШНЕЙ И ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ И ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Радиосвязь делится на наземную и воздушную, а авиационные радиостанции по месту установки — на наземные и самолетные.

Воздушная связь предназначена для управления полетом на всех ее этапах. Условно связь делят на дальнюю и ближнюю. Радиостанции, обеспечивающие дальнюю связь, называют связными, ближнюю — командными.

Кроме связных и командных радиостанций, в авиации применяют аварийные радиостанции (как коллективные, так и индивидуальные). Для обеспечения связи внутри многоместного летательного аппарата применяются самолетные переговорные устройства (СПУ).

По способам перехода радиостанции с передачи на прием различают: симплексную связь (два корреспондента поочередно ведут передачу), полудуплексную связь (передатчик включается только во время нажатия на ключ в телеграфном режиме или нагрузки в телефонном режиме), дуплексную связь (передача и прием ведутся одновременно в обоих направлениях).

Связные и командные радиостанции

Связные радиостанции предназначены для симплексной телефонно-телеграфной двусторонней дальней связи самолета с наземными радиостанциями и с бортовыми радиостанциями других самолетов.

Связные радиостанции при работе на коротких волнах (табл. 5.30) обеспечивают дальность двусторонней связи в телефонном режиме до 4000 км и более.

При работе в средневолновом диапазоне (см. табл. 5.30) они обеспечивают дальность двусторонней связи в телефонном режиме до 400 км и в телеграфном режиме до 800 км.

Стабильность частоты современных радиостанций достигает $(5-10) \cdot 10^{-5}$. Мощность передатчиков самолетных радиостанций достигает сотни и тысячи ватт. Чувствительность приемников самолетных радиостанций находится в пределах 3—15 мкВ при телефонной работе и 1—7 мкВ — при телеграфной работе.

Т а б л и ц а 5.30

Классификация диапазонов радиоволн

Название диапазона	Сверхдлинные волны (СДВ)	Длинные волны (ДВ)	Средние волны (СВ)	Короткие волны (КВ)	Ультракороткие волны (УКВ)
Длина волны, м	Свыше 10 000	10 000—1 000	1 000—100	100—10	10—0,0003
Частота, МГц	0,003—0,03	0,03—0,3	0,3—3	3—30	30—10 ⁶

Масса современных бортовых радиостанций находится в пределах от нескольких килограммов до нескольких десятков килограммов.

При эксплуатации связанных радиостанций проверяются: режимы питания, исправность передатчика, исправность системы автоподстройки частот, настройка, работа на выбранных частотах, наличие самоподслушивания, работа органов управления.

Проверка работоспособности радиостанции в общем случае состоит из следующих операций: включения, настройки, проверки работы в телеграфном и телефонном режимах, проверки двусторонней связи, проверки самоподслушивания.

При техническом обслуживании и проверке работоспособности радиостанции необходимо помнить, что в передатчике используется напряжение, опасное для жизни.

Командные радиостанции предназначены для командной связи самолета с наземными аэродромными станциями, а также обеспечения связи между самолетами, находящимися в полете; работают обычно в коротковолновом и ультракоротковолновом диапазоне волн (табл. 5.31); обеспечивают дальность двусторонней связи в телефонном и телеграфном режимах до 2500 км при работе в коротковолновом диапазоне и до 350 км при работе в ультракоротковолновом диапазоне.

Т а б л и ц а 5.31

Классификация диапазонов УКВ

Название диапазона	Метровые волны	Дециметровые волны	Сантиметровые волны	Миллиметровые волны
Длина волны, м	10—1	1—0,1	0,1—0,01	0,01—0,0003
Частота, МГц	30—300	3 00—3 000	3 000—30 000	30 000—10 ⁶

Ультракоротковолновые радиостанции (табл. 5.32) используются как основные командные радиостанции. Дальность связи на УКВ ограничивается прямой видимостью, но с учетом рефракции определяется выражением

$$R_{\text{пред}} = 4,12 (\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2}) \text{ км,}$$

где $R_{\text{пред}}$ — предельная дальность связи; h_1 — высота передающей антенны; h_2 — высота приемной антенны.

Аварийные радиостанции

Аварийные радиостанции предназначены для приема аварийных сигналов наземных радиостанций; работают обычно в УКВ-диапазоне.

Аварийно-спасательные радиостанции предназначены для двусторонней телефонно-телеграфной связи экипажа самолета, потерпевшего аварию, с аэродромами и самолетами спасательной службы; работают в ультракоротковолновом и коротковолновом диапазонах волн.

Для определения места нахождения самолета, потерпевшего аварию, применяются также радиолокационные маяки, отвечающие на запросы спасательных самолетов и вертолетов.

Таблица 5.32

Основные характеристики УКВ-радиостанций

Наименование характеристики	Значение характеристики	Наименование характеристики	Значение характеристики
Мощность передатчика	0,005—0,05 кВт	Полоса пропускания приемника:	
Диапазон частот	100—150 МГц 220—400 МГц	на уровне 0,5 » » 0,1	24—60 кГц 80—200 кГц
Разность частот между соседними каналами	25—100 кГц	Ослабление сигнала: промежуточной частоты	58—80 дБ
Количество фиксированных волн	180—1040	по зеркальному каналу	58—80 дБ
Нестабильность частоты	$35 \cdot 10^{-6}$	комбинационных частот	58—100 дБ
Мощность паразитных излучений	25 мкВт	Неравномерность частотной характеристики в диапазоне 300—3000 Гц	
Чувствительность приемника	1—10 мкВ	Время перестройки	5—10 дБ 2—6 с
		Коэффициент нелинейных искажений	10—20%

Бортовые самолетные переговорные устройства

Бортовые самолетные переговорные устройства (СПУ) предназначены для телефонной внутрисамолетной связи между членами экипажа и для выхода на внешнюю радиосвязь через связанные и командные радиостанции, а также для выхода на прием сигналов радиоконпасов и осуществления циркулярного вызова членов экипажа.

Проверка работоспособности СПУ производится поочередно с двух абонентских аппаратов. При этом проверяется качество двусторонней связи со всеми рабочими местами экипажа и наличие выхода на внешнюю связь.

Проверка циркулярного вызова производится при нажатой контактной кнопке циркулярного вызова на абонентском аппарате.

Радиоаппаратура речевых сообщений

К радиоаппаратуре речевых сообщений относятся речевые информаторы. Они предназначены для выдачи экипажу (пилотам) и оператору наземного командного пункта речевых сообщений (команд) об аварийных и критических ситуациях в полете.

Аппаратура речевой информации состоит из самолетных блоков и наземного записывающего устройства.

Речевые сообщения, воспроизводимые на самолете, записываются на ферромагнитную ленту и воспроизводятся блоком речевых команд по поступлении на него сигналов с самолетных датчиков.

Выдача речевых сообщений производится в телефоны, самолетный магнитофон и передатчик связной радиостанции.

В комплекте речевых информаторов предусмотрены устройства, позволяющие экипажу осуществлять повторение или отключение прослушиваемых команд.

Проверка работоспособности речевых информаторов осуществляется путем прослушивания всех речевых сообщений, для чего имеется специальная кнопка.

Звукозаписывающие аппараты

К звукозаписывающим аппаратам относятся бортовые магнитофоны. Они предназначены для записи служебных переговоров с выхода абонентского аппарата, проходящего по сетям внутренней и внешней связи.

Включение, управление и индикация записи осуществляются на пульте управления.

Подготовка кассет к работе и прослушивание записи производятся на наземном магнитофоне.

Длительность записи достигает 5 ч и более.

При работе в режиме «Автопуск» протяжный механизм включается только с появлением речи или какого-либо другого сигнала и выключается через 5—25 с после окончания речи.

Управление работой дистанционное. Для сигнализации о работе магнитофона имеется лампочка.

Взаимосвязь оборудования при работе на самолете и помехи радиоприему

В целях выполнения общих задач отдельные виды радиооборудования связаны между собой и могут в определенной степени влиять на качество функционирования при совместной работе, например, создавать помехи радиоприему. Такому влиянию способствует и компактность монтажа электропроводки на самолете.

Часто связанные с этим неисправности оборудования (плохое качество металлизации, неисправность экранировки, замыкание отдельных цепей, неисправность фильтров и другое) проявляются только при одновременной работе связанных устройств и совершенно не обнаруживаются при отдельной их проверке.

Близкое расположение отдельных элементов радиоэлектронного оборудования и электронной автоматики может быть причиной появления между ними паразитных емкостных и индуктивных связей, являющихся проводниками взаимопомех.

В отдельных случаях, зависящих от степени неисправности помехозащитных устройств (металлизации, фильтров и т. п.), уровень наводимых взаимопомех может превысить норму, вследствие чего радиоприем может ухудшиться или стать вообще невозможным.

Для уменьшения помех радиоприему сеть переменного тока обычно выполняют экранированной.

Помехи радиоприему возникают из-за воздействия на входной контур радиоприемников паразитных наводок от источников высокочастотных колебаний (главным образом от электрических двигателей и преобразователей) и от воздействия полей статических зарядов, возникающих на различных деталях самолета (из-за трения несущих плоскостей и фюзеляжа о воздух, а также истечения газа из сопел реактивных двигателей).

При наличии больших переходных сопротивлений между частями и деталями самолета накапливаются статические заряды, а затем происходят разряды—пробои.

Основным средством борьбы с вышеуказанными помехами является поддержание в исправном состоянии металлизации и экранировки.

Значительные помехи радиоприему возникают также при попадании токов высокой и низкой частоты в цепи радиоприемников. Для их предотвращения применяются низкочастотные, высокочастотные фильтры и их комбинации.

Первое звено комбинированного фильтра (низкочастотный фильтр) содержит большие индуктивности и емкость (обычно применяют дроссели с железом и электролитические конденсаторы), а второе звено имеет небольшую индуктивность и емкость и обеспечивает защиту от высокочастотных помех.

Методика измерения помех радиоприему состоит в следующем.

Перед началом измерения уровня радиопомех нужно убедиться в том, что работоспособность отдельных устройств радиоаппаратуры и источников радио-

помех соответствует требованиям ТУ. Нужно также проверить исправность металлизации самолета, особенно агрегатов радиоэлектронного оборудования, электронной автоматики и источников помех.

Далее следует убедиться, что все временные проводки цепи и вспомогательные приборы (осциллографы, самописцы и т. д.) отключены. Особое внимание следует обратить на соответствие нормам ТУ чувствительности приемников.

При измерении помех необходимо расположить самолет вне зоны интенсивных промышленных помех. Измерения нужно проводить в такое время суток, когда уровень атмосферных и промышленных помех не превышает допустимого для данного приемника (соответственно его чувствительности).

Питание бортовой сети желательно производить от аккумуляторных батарей достаточной мощности. Если для питания бортовой сети применяется аэродвигательный генератор, то нужно убедиться, что уровень его помех не превышает допустимого для данного приемника.

Степень превышения измеренного уровня помех над допустимым для данного приемника в зависимости от его чувствительности определяется формулой

$$U_{\text{п.доп}} = \frac{U_{\text{п}}}{E_{\text{п}}},$$

где $U_{\text{п.доп}}$ — допустимый уровень помех на выходе приемника, В; $U_{\text{п}}$ — допустимый уровень помех на выходе приемника для чувствительности, В; $E_{\text{п}}$ — чувствительность приемника на частоте измеряемых помех, мкВ.

Значения $U_{\text{п}}$ и $E_{\text{п}}$ и порядок выполнения измерений для определения уровня радиопомех приводятся в инструкциях по эксплуатации приемников.

При измерении помех от агрегатов электрооборудования эти агрегаты должны работать в нормальных эксплуатационных режимах, а при измерении помех от отдельных радиоустройств они должны работать на основных частотах и масштабах, наиболее часто применяемых при одновременной работе с приемниками, на которые воздействуют данные источники помех.

Эксплуатация радиооборудования внешней и внутренней связи

Надежность самолетного радиоэлектронного оборудования (РЭО) определяется не только исправностью блоков и агрегатов, составляющих станции и бортовые системы, но и существенным образом зависит от технического состояния его фидерных цепей и волноводных трактов. Поэтому при эксплуатации необходимо контролировать состояние шин, кабелей, разъемных колодок и штепсельных разъемов. Однако при этом не рекомендуется вскрывать герметические разъемы; их проверку, чистку и промывку следует производить только при профилактическом ремонте самолета.

Обычно после определенной наработки нужно контролировать герметичность волноводных трактов и состояние влагопоглотителей, а при необходимости (при покраснении кристаллов) — восстанавливать гигроскопичность влагопоглотителя прокаливанием.

После наработки порядка 200—600 ч на РЭО всех типов выполняют работы по контролю выходных напряжений, работоспособности систем автоматики перестройки станций, электродвигателей приводов и устройств коммутации. Трущиеся детали механизмов переключения смазывают смазкой ЦИАТИМ-201, а редукторы двигателей и подшипники смазкой ОКБ-122-4. Не менее важно для нормальной работы высоковольтных цепей РЭО своевременное удаление пыли из блоков, для чего можно применять продувку блоков сжатым воздухом (1,5—2,0 кгс/см²), а также использовать пылесосы.

Эксплуатационный контроль самолетного связанного оборудования (ССО) и самолетных переговорных устройств (СПУ) при подготовке к полетам предусматривает проверку связи по всем каналам, а также связи между всеми рабочими местами членов экипажа.

Регулятор громкости на щитках СПУ абонентов следует устанавливать при этих проверках в среднее положение и проверять возможность выхода на внешнюю радиосвязь с рабочих мест разных членов экипажа.

К важнейшим работам при эксплуатации ССО относятся проверки: работы системы автоматической подстройки частоты и схемы подавления помех; напряжения, самопрослушивания, пределов ее регулировки; тока в эквиваленте антенны, глубины модуляции и чувствительности; режима питания настроенной станции.

Кроме аппаратуры ССО, необходимо контролировать напряжение питания ларингофонов, их сопротивление постоянному току и среднее разговорное напряжение, развиваемое комплектом ларингофонов, а также проверять сопротивление телефонов постоянному току и отсутствие дребезжания (перегрузки) телефонов.

Настройка, регулировка и устранение неисправностей при эксплуатации РЭО связаны с подбором, проверкой и заменой основных элементов схем: ламп, конденсаторов и резисторов.

При проверке с деталей антенных устройств удаляется грязь и масло, а зимой лед и снег.

При обнаружении погнутости или вмятин диполей или стоек, а также повреждении фарфорового кольца антенну снимают и заменяют новой.

Высокочастотные кабели не должны иметь на поверхности вмятин или других повреждений. При наличии вмятин, нарушении наружного изоляционного покрытия или обрыва высокочастотного кабеля его заменяют.

У лучевых антенн при осмотре проверяется натяжение антенн, состояние экрана изоляторов, амортизаторов. Антенный провод не должен иметь скруток, надломов, обрывов отдельных жил в перемычке. Заделка на подвесных изоляторах не должна иметь механических повреждений.

Подвесные изоляторы не должны иметь трещин и выщербин.

Амортизация антенны должна обеспечивать нормальное натяжение провода. Нарастивание оборванного провода не допускается.

При включенной радиостанции **запрещается** производить разъединение штепсельных разъемов и замену предохранителей.

При эксплуатации кабелей проверяют надежность крепления кабелей путем их покачивания, состояние металлической оплетки. При обнаружении повреждения металлической оплетки ее необходимо заменить или отремонтировать.

Запрещается производить при включенном питании:

осмотр монтажа и устранение неисправностей;

замену радиоламп и проверку надежности и установки в ламповых панелях;

соединение или разъединение разъемов радиоборудования.

12. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радионавигационное оборудование используется для определения местоположения летательного аппарата и навигационных элементов движения его центра масс (воздушной и путевой скорости, угла сноса и т. д.). Полученные данные сравниваются с заданной программой полета и вычислительным устройством преобразуются в сигналы управления, воздействующие через исполнительное устройство на органы управления летательным аппаратом.

Навигационные устройства и системы по физическим принципам их действия делят на группы: радиотехнические; оптические; инерциальные; системы, использующие магнитное поле земли; системы, использующие параметры воздушной среды, и др.

По способу получения информации навигационные системы (устройства) разделяются на автономные и неавтономные.

Автономные системы обеспечивают получение информации с помощью только бортового оборудования.

Автономные системы в настоящее время получают наибольшее развитие, так как они позволяют решать задачи с высокой точностью в любом районе земного шара, обеспечивают безопасность полетов и увеличивают маневренность (например, при полетах в северных широтах).

К автономному радионавигационному оборудованию относятся: панорамные радиолокационные станции (угломерно-дальномерные системы), доплеровские радиолокационные станции для измерения путевой скорости и угла сноса, радиовысотомеры, радиоастрономические навигационные устройства.

В неавтономных системах информация для навигации ЛА получается использованием наземного оборудования.

К неавтономным радиосредствам относятся системы: угломерные (автоматические радиоконпасы, наземные пеленгаторы, наземные всенаправленные радиомаяки), дальномерные, разностно-дальномерные (гиперболические) и угломерно-дальномерные.

К основным техническим параметрам радионавигационных устройств и систем обеспечения полетов относятся: точность определения навигационного элемента, разрешающая способность по дальности, разрешающая способность по углу, рабочая область и дальность действия системы, помехоустойчивость, пропускная способность, надежность работы.

Точность определения навигационного элемента характеризуется величинами ошибок, возникающих при измерении навигационных параметров.

Разрешающая способность характеризуется возможностью одновременного определения навигационных параметров близкорасположенных объектов. Разрешающая способность по дальности характеризуется минимальным расстоянием между двумя объектами, при котором возможно раздельное определение дальности каждого из них. Разрешающая способность по углу характеризуется минимальным углом в плоскости измерения навигационного параметра (φ , θ), при котором возможно разделение сигналов от двух объектов, находящихся на одной дальности в этой плоскости.

Рабочей областью РНУ называют объем пространства, в пределах которого вероятность появления ошибок заданной величины при определении поверхности (или линии) положения не превышает выбранного значения. Максимальное расстояние в пределах этого объема называют дальностью действия.

Помехоустойчивость характеризует возможность работы РНУ в условиях мешающих сигналов или шумов.

Пропускная способность оценивается максимальным количеством самолетов, которое РНУ может одновременно обеспечить необходимой информацией.

Надежность работы — свойство аппаратуры сохранять параметры в заданных пределах при определенных условиях эксплуатации.

Тактические параметры РНУ задаются при проектировании РНУ и обеспечиваются правильным выбором технических параметров, т. е. совокупностью величин, характеризующих технические средства, необходимые для обеспечения данных тактических параметров РНУ.

Панорамные радиолокационные станции

Панорамные радиолокационные станции на самолетах применяются для решения навигационных задач, в том числе, для:

- обзора земной поверхности;
- обнаружения гор и определения их положения по дальности и азимуту;
- обнаружения самолетов, летящих в передней полусфере, и определения их положения по дальности и азимуту, а также включения сигнализации в случае возникновения опасности столкновения;
- обнаружения грозových фронтов, определения их положения и определения наиболее безопасных мест для прохождения самолета;
- определения местоположения самолета относительно наземных маяков;
- определения путевой скорости, угла сноса и введения их в навигационные вычислители.

Бортовые обзорные РЛС (табл. 5.33) работают в сантиметровом диапазоне волн в импульсном режиме.

Поиск наземных объектов (ориентиров) производится по радиолокационному изображению местности, над которой пролетает летательный аппарат, представленному на экране индикатора. Изображение местности на экране индикатора получается в результате различия эффективной отражающей площади различных объектов, и как следствие, различия амплитуд отраженных сигналов, поступающих на вход приемника РЛС. Различие амплитуд сигналов вызывает различие в яркости свечения отдельных элементов экрана, позволяющих судить о характере облучаемых объектов.

Основные характеристики бортовых обзорных РЛС

Наименование характеристики	Значение характеристики
Дальность действия	100—400 км
Угол азимутального обзора	$\pm 90^\circ$ относительно продольной оси самолета
Ширина диаграммы направленности в горизонтальной плоскости	$1-6^\circ$
Мощность в импульсе	10—75 кВт
Диапазон волн	Сантиметровый
Длительность импульса	2—4 мкс
Частота повторения	200—400 Гц

Для получения изображения местности антенна панорамной РЛС имеет широкий в вертикальной и узкий в горизонтальной плоскости луч ($1-3^\circ$), вращающийся или качающийся вокруг вертикальной оси и последовательно облучающий узкие секторы местности в различных направлениях.

Экран индикатора имеет определенное время послесвечения (обычно равное времени одного оборота антенны РЛС), и изображения различных секторов, сливаясь, образуют общую картину просматриваемой местности. Дальность до объектов на экране индикатора измеряется с помощью калибровочных импульсов, образующихся на экране трубки (при вращении антенны) электронную шкалу в виде концентрических окружностей.

Характерной особенностью работ по контролю технического состояния радиолокационных станций является необходимость проверок совместной работы РЛС с системами навигации и курсовертикали, а также выполнения юстировок комплексов взаимодействующих систем и станций.

Одновременно следует тщательно контролировать значения выпрямленных напряжений, которые характеризуют работы важнейших участков схемы РЛС. Обычно это напряжения — 225, —105, +15, +70, +120, +225, +300 и +375 В.

Необходимая точность контроля рабочих параметров и характеристик РЛС и их совместной работы с другими системами достигается за счет применения специальной контрольной и сервисной аппаратуры, обычно пригодной для РЛС различных типов.

При эксплуатации необходимо учитывать, что при проверке работоспособности радиолокационных станций в секторе обзора антенны должны находиться какие-либо отражательные объекты: строения, заводские трубы, корпуса зданий, холмы и т. п., расположенные на расстоянии 700—1500 м от места стоянки.

При отсутствии указанных строений и отражающих объектов используют специальные уголкообразные отражатели, которые располагают в зоне обзора антенны на той же дистанции.

Предупреждения:

При работе с вращающейся антенной во избежание повреждения запрещается прикасаться руками к механизмам антенны или располагать вблизи нее какую-либо измерительную аппаратуру.

При проверке работоспособности РЛС в режиме «Высокое» перед носовым обтекателем в секторе 180° в пределах 30—40 м не должны находиться люди во избежание облучения их высокочастотными электромагнитными волнами.

При работе с РЛС необходимо помнить о том, что во всех без исключения блоках станции имеются опасные для жизни напряжения постоянного и переменного токов (в некоторых блоках 6—15 кВ).

Все работы с открытыми блоками следует проводить в ремонтных мастерских или лабораториях.

Допплеровские радиолокационные станции для измерения путевой скорости и угла сноса

Допплеровские навигационные РЛС (ДИСС) обеспечивают автоматическое и автономное определение и индикацию путевой скорости и угла сноса самолета, ввод этих значений в навигационные устройства и системы, а также счисление пути в заданной системе координат (в сочетании с навигационным вычислителем и датчиком курса).

Для измерения путевой скорости самолета используется эффект Доплера (зависимость частоты излученного и отраженного сигнала от дальности до объекта).

Различают три типа доплеровских измерителей: импульсные некогерентные измерители (используются элементы ответных РЛС), измерители с непрерывным излучением, импульсные когерентные измерители (сочетают в себе преимущества первых двух типов).

Излучение электромагнитной энергии в импульсных измерителях производится в течение коротких интервалов времени, за которыми следуют длительные (в 5 и более раз времени излучения) паузы.

Все доплеровские измерители в той или иной степени чувствительны к точности определения пространственного положения летательного аппарата (крена и тангажа).

Типовые доплеровские измерители (ДИСС) имеют вероятную ошибку определения путевой скорости $\pm 0,1\%$ и угол сноса $\pm 0,1^\circ$ после усредненных данных на отрезке пути 20 км (при $W = \text{const}$).

При полетах над водной поверхностью точность доплеровских измерителей несколько снижается за счет смещения максимума спектра отраженных сигналов и движения масс воды.

Сопряжение доплеровской РЛС с системой инерциальной навигации обеспечивает более высокую точность решения навигационных задач. Идея сопряжения заключается в том, чтобы фильтром низких частот на входе инерциальной системы и фильтром высоких частот на выходе доплеровской системы исключить помехи и получить путем суммирования неискаженный сигнал.

Управление работой измерителя дистанционное. Предусмотрена световая сигнализация исправности работы измерителя.

В процессе эксплуатации у измерителя ДИСС проверяются:

при подготовках к полету — внешнее состояние блоков и приборов комплекта и работоспособность (функционирование) под током;

при периодических видах обслуживания — параметры измерителя и сопряженных блоков; состояние подшипниковых и коллекторно-щеточных узлов электромеханизмов; состояние разъемов кабелей в блоках; работа схем сопряжения ДИСС с навигационными автоматами и системами; горизонтирование антенны.

Радиовысотомеры

Радиовысотомеры предназначены для определения истинной высоты полета над земной поверхностью и обеспечения сигнализации (световой, звуковой) опасной высоты. Показания высотомера следуют за изменением рельефа местности и не зависят от атмосферных условий.

Радиовысотомеры используются при полетах в сложных метеоусловиях без видимости земли, при пробивании низкой облачности при посадке в условиях плохой видимости, а также в сочетании с другими навигационными средствами для проведения расчета на посадку.

Работа высотомера основана на явлении отражения радиоволн от земной поверхности (радиоэхо).

Радиовысотомеры снабжены световой сигнализацией об отказе блоков.

Погрешность определения высоты радиовысотомеров составляет порядка $\pm 10\%$ H (на высоте 0—10 м не более 1 м).

При эксплуатации радиовысотомеров рекомендуется выполнять контрольно-проверочные работы, важнейшие из которых предусматривают проверку ка-

либровки общей чувствительности, срабатывания сигнализации заданной высоты и точности системы сигнализации.

Следует учитывать, что наличие под самолетом посторонних предметов, особенно металлических, может исказить установку стрелки у нулевой отметки шкалы.

Радиоастрономические навигационные устройства

К радиоастрономическим навигационным устройствам относятся радиосекстанты, позволяющие автоматически измерять высоту и курсовой угол вне земного источника теплового излучения (Солнце, Луна, планеты, звезды), и радиоконпасы, предназначенные для определения курса ЛА по одному источнику радиотеплового излучения.

Для определения направления на источник радиоизлучения используется метод его автосопровождения. В состав радиосекстанта входит гироскопический. На основе использования сигналов крена и тангажа определяется высота источника радиотеплового излучения.

Полученные с помощью радиосекстантов данные о высотах двух известных источников теплового излучения, положения которых приводятся в астрономических таблицах, позволяют определить координаты летательного аппарата.

Радиоконпасы

Радиоконпасы (РК) являются бортовыми автоматическими радиопеленгаторами. Они предназначены для вождения самолетов по приводным и широковестьным радиостанциям и радиомаякам, а также для определения расчетного места самолета (табл. 5.34).

Таблица 5.34

Основные характеристики автоматических радиоконпасов

Наименование характеристик	Значение характеристик
Дальность действия	До 500 км при $H_{\text{под}} = 10$ км и мощности ПАР 1 кВт
Точность	$\pm(2-3^\circ)$
Частотный диапазон	100—1800 кГц
Точность установки частоты (не хуже)	50—250 Гц
Чувствительность приемника	5—30 мкВ
» радиоконпаса по приводу	25—150 мкВ/м
Время перестройки	1—8 с

Для увеличения безопасности полета и расширения возможностей решения разнообразных навигационных задач часто на самолете устанавливают два радиоконпаса.

Радиоконпасы на самолете обычно работают в комплексе с курсовыми устройствами и системами. Это позволяет индуцировать на указатели и выдавать, кроме сигналов курсовых углов (радиомаяков), также магнитные (истинные) пеленги на радиостанцию (рис. 5.19).

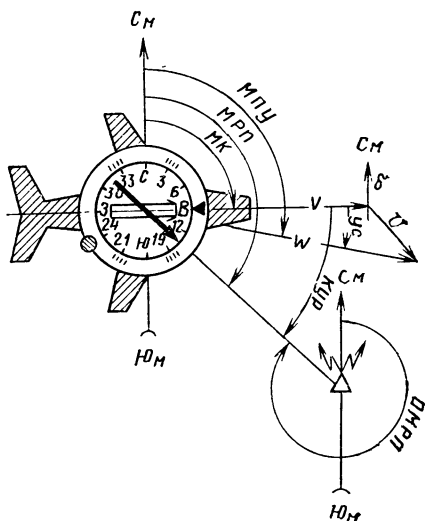
Работа радиоконпаса основана на автоматическом сравнении сигналов, принимаемых направленной рамочной и ненаправленной антеннами.

Благодаря различным диаграммам направленности антенн в результате взаимодействия принимаемых сигналов получается результирующая диаграмма неистинности в виде кардиоды с явно выраженным нулевым приемом.

Результирующая э. д. с. от рамочной и шлейфовой антенн подается на компасный выход, а затем вместе с э. д. с. звукового генератора направляется в схему автоматического вращения рамочной антенны, обеспечивая автоматическое

Рис. 5.19. Основные величины, определяющие направление полета летательного аппарата:

МК — магнитный курс; МРП — магнитный радиопеленг; МПУ — магнитный путевой угол; КУР — курсовой угол радиостанции; ОМРП — обратный магнитный радиопеленг; V — истинная воздушная скорость; W — путевая скорость; U — скорость ветра; $УС$ — угол сноса; δ — направление ветра



возвращение рамочной антенны в положение нулевого приема, в какую бы сторону от этого положения она ни была отклонена.

В радиокомпасах предусматривается работа в режимах: «Компас» (режим автоматического пеленгования наземной радиостанции), «Антенна» (режим использования в качестве радиоприемника), «Рамка» (режим слухового пеленгования — в аварийных случаях).

Настройка радиокомпаса на выбранную фиксированную частоту осуществляется с помощью дистанционного пульта управления.

Работы по обслуживанию радиокомпасов предусматривают: контроль работоспособности приемников; проверку позывных сигналов и курсовых углов приводных радиостанций, точности настройки на частоты дальней и ближней приводных радиостанций; точности установки шкал на зафиксированные частоты, а также работу устройств термостатирования и регулировки громкости.

Работоспособность проверяют на разных поддиапазонах. Проверку точности градуировки нужно вести по сигналам вещательных или приводных радиостанций.

Периодическое возобновление смазки в РК требуют лишь редукторы двигателей и детали компенсации радиодeviации.

Дальномерные системы

Дальномерные радионавигационные системы применяются для целей самолетовождения. Местоположение самолета определяется измерением расстояний до двух наземных станций и нахождением точки пересечения двух линий положения, являющихся окружностями.

Расстояние измеряется посылкой запросных сигналов бортовой станцией и измерением времени запаздывания ответных сигналов, посылаемых наземными станциями. Системы работают в УКВ-диапазоне волн. Наземные радиостанции располагаются на расстоянии 100—300 км. На средних расстояниях и высотах ошибка определения местоположения составляет ± 70 —90 м.

Использование подобных систем в диапазоне коротких волн нерационально, так как при необходимости точного измерения абсолютного значения дальности работа пространственной волной невозможна из-за непостоянства высоты отражающего слоя, а дальность распространения поверхностной волны в диапазоне КВ примерно такая же, как и в диапазоне УКВ. Диапазоны средних и длинных волн не используются из-за трудностей создания в этих диапазонах малогабаритных бортовых передающих устройств с необходимой мощностью и невозможности получения коротких импульсов для обеспечения высокой точности.

Разностно-дальномерные (гиперболические) системы

Определение местоположения объекта в импульсных разностно-дальномерных системах основано на измерении разности расстояний до наземных станций, находящихся в фокусах гипербол, представляющих собой линии положения.

Для определения одной линии положения летательного аппарата необходимо иметь две наземные согласованно работающие передающие станции. Одна из таких станций является ведущей, излучающей сигнал (принимаемый бортовым приемником), который запускает ведомую станцию, сигнал которой также через некоторое время принимается бортовым приемником. При известных значениях разности времени приема сигналов станции бортовым приемником и базы между станциями определяется одна линия положения. Для определения линии местоположения самолета необходимо получить вторую линию положения, т. е. необходимо иметь либо вторую пару станций (система с независимой работой баз), либо добавить вторую ведомую станцию (работа с согласованной работой баз).

Линии положения наносятся на карту типографским способом разным цветом для различных баз и оцифровываются в микросекундах.

Дальность действия таких систем составляет в диапазоне УКВ 500 км, в диапазоне СВ 2000—3000 км, в диапазоне ДВ 3000—3500 км. Ошибка определения дальности не превышает 1% дальности до ведущей станции.

Так, зарубежная гиперболическая система дальней навигации типа «Сайтак», являющаяся дальнейшим развитием системы «Лоран-С», при использовании земной волны обеспечивает точное определение координат по дальности до 2500 км в дневное время и до 1800 км в ночное. При использовании пространственной волны система может работать на расстояниях до 3200 км днем и до 4200 км в ночное время с ошибкой определения координат по дальности 4—5,5 км.

Для повышения точности работы разностно-дальномерных систем используются фазовые методы.

Импульсно-фазовые разностно-дальномерные системы представляют собой сочетание импульсной системы, обладающей большой дальностью действия, но сравнительно невысокой точностью, и фазой системы, характеризующейся высокой точностью измерения, но имеющей малую дальность действия и неоднозначность отсчетов.

В результате указанного сочетания такие системы имеют дальность действия более 2000 км и среднеквадратическую ошибку измерений 0,2—0,3 мкс 60—90 м).

Угломерно-дальномерные системы

Угломерно-дальномерные системы предназначены для обеспечения экипажей самолетов, оборудованных соответствующей бортовой аппаратурой и находящихся в зоне действия системы, радионавигационной информацией об азимуте и удалении относительно точки расположения наземного радиомаяка.

Представителями подобного класса систем являются отечественные радиотехнические системы ближней навигации типа РСБН и зарубежная система типа «Такан».

Совместное использование самолетного и наземного оборудования указанных систем позволяет с высокой точностью решать следующие задачи: непрерывное показание значения азимута на самолет и дальности; самолетовождение по заданному маршруту; определение навигационных элементов в полете; вывод самолета в любую заданную точку маршрута и сигнализация о ее пролете; наземное наблюдение; опознавание; определение координат самолета и управление его движением.

Определение дальности как на борту самолета, так и на земле производится на основе измерения времени запаздывания ответного сигнала по сравнению с запросным. Бортовой передатчик излучает на частоте f_1 кодированные импульсы запроса, которые принимаются приемником наземного маяка, излучающего, в свою очередь, ответные импульсы с тем же кодом, но уже на частоте f_2 и по другому каналу. Бортовой приемник, принимая эти ответные сигналы, дешифрирует их и направляет в канал измерения дальности, на выходе которого стоит

указатель текущей дальности до маяка. Запросные импульсы наземного передатчика посылаются после каждого поворота антенны на определенное число градусов (например, на 2°). Указание пеленга и расстояния до наземного маяка на борту осуществляется специальными индикаторами.

С одним наземным маяком-ретранслятором при измерении дальности могут одновременно работать 50—100 самолетов.

Так, например, самолетное оборудование РСБН-2 выдает экипажу по прибору КППМ информацию о расположении линии курса и глассады планирования при заходе на посадку. При этом на земле должны работать курсовой и глассадный радиомаяки. Самолетный передатчик и наземное приемное устройство системы РСБН-2 работают в диапазоне частот 772—808 МГц, имеют 10 фиксированных частот. Самолетный приемник и наземное передающее устройство работают в диапазоне частот 905, 1—966,9 МГц и имеют также 10 фиксированных частот. Приемники и передатчики системы РСБН-2 работают в активном режиме и обеспечивают дальность действия 250 км на высоте полета 5000 м и 390 км на высоте полета 12 000 м. Точность определения координат равна ± 200 м по дальности и $\pm 0,25^\circ$ по азимуту. Точность определения координат самолетов на наземном индикаторе равна ± 2 км по дальности и $\pm 1^\circ$ по азимуту. Система РСБН-2 может одновременно выдавать дальность 100 самолетам, а азимут неограниченному количеству самолетов.

Всенаправленный наземный радиомаяк ближней навигации РСБН-4 является дальнейшей модификацией радиомаяка РСБН-2 и совместно с бортовым оборудованием системы РСБН-2 и ее модификацией обеспечивает определение текущих координат на любых типах самолетов, в любых метеорологических условиях, днем и ночью. При использовании выносного индикатора кругового обзора радиомаяк РСБН-4 позволяет осуществлять контроль за движением самолетов, работающих с маяком. Радиомаяк работает в дециметровом диапазоне радиоволн.

Радиотехническая система «Такан» является азимутально-дальномерной фазово-импульсной системой ближней навигации и позволяет непрерывно и автоматически определять на борту самолета его координаты (азимут и дальность). В дальномере предусмотрены два режима работы: режим поиска летательного аппарата по дальности и режим сопровождения по дальности. Точность измерения азимута равна $\pm(0,7—1^\circ)$, дальности — $180 \text{ м} \pm 0,15\%$ измеряемого расстояния. Дальность действия системы находится в пределах прямой геометрической видимости. Аппаратура «Такан» имеет 126 частотных каналов.

Для обеспечения надежной работы и предупреждения отказов в полете радионавигационных систем (РНС) рекомендуется непосредственно на самолете контролировать работоспособность РНС в различных режимах.

После наработки 200—600 ч контролируют основные параметры и характеристики РНС с помощью специальных стендов и сервисной аппаратуры. Наиболее важной является проверка частот и мощностей передатчиков и чувствительности приемников по каналам опорных и дальномерных сигналов, а также проверка точности отработки азимута и дальности.

Технология выполнения всех проверок обычно указывается в инструкциях по применению сервисной аппаратуры и не требует особо высокой квалификации обслуживающего персонала.

13. РАДИООБОРУДОВАНИЕ СИСТЕМ ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Системы посадки предназначены для привода летательного аппарата в район посадки, организации воздушного движения в районе посадки, а также для посадки летательных аппаратов и организации их движения по летному полю.

Технические средства привода, входящие в состав системы, непрерывно указывают экипажу направление на аэродром и расстояние до него, начиная с дальности около 200 км.

Технические средства управления воздушным движением обеспечивают создание зон ожидания в районе аэродрома, управление полетом отдельных летательных аппаратов, передачу информации экипажам об особенностях захода на посадку. Дальность действия средств управления находится в пределах

130—150 км, что необходимо для плавного перехода от управления средствами привода к аэродромному управлению. Начиная с дальности 60—70 км, аппаратура управления указывает экипажу расстояние до взлетно-посадочной полосы (ВПП) с точностью $\pm 2\%$, но не хуже 400 м.

Технические средства, обеспечивающие заход на посадку, указывают экипажу посадочный курс, угол планирования и расстояние до оптимальной точки приземления (или начала ВПП). Линия снижения самолета с заданным углом снижения называется *г л и с с а д о й*.

Величина отклонения от плоскости посадочного курса указывается с расстояния 70—80 км от аэродрома. Точность указания курса посадки наземной аппаратурой не превышает 1° , чувствительность бортовой аппаратуры обеспечивает индикацию смещения летательного аппарата при его отклонении от заданного курса на $0,25^\circ$.

Минимальная длина траектории снижения при подходе к аэродрому в условиях плохой видимости для современных самолетов составляет 5—7 км. Угол планирования составляет 2° — 5° в зависимости от типа самолета.

Технические средства организации движения по летному полю обеспечивают раздельное наблюдение движущихся самолетов и передачу им указаний о направлениях и порядке движения.

По международным нормам системы посадки делят на три категории.

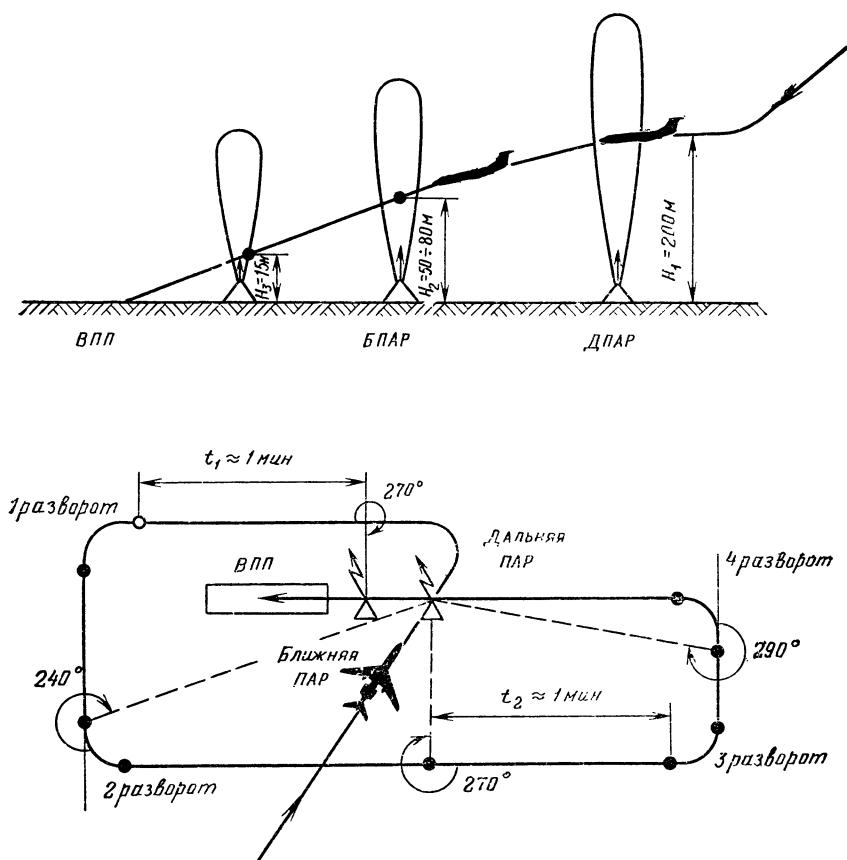


Рис. 5.20. Расчет на посадку методом большой «коробочки»

Система посадки I категории обеспечивает управление самолетом при заходе на посадку с высоты 60 м над поверхностью земли при видимости ВПП не менее 800 м.

Системы посадки II категории предназначены для управления самолетом при заходе на посадку до высоты 30 м при видимости ВПП не менее 400 м.

Системы посадки III категории предназначены для посадки с приземлением при значительном ограничении и отсутствии видимости земли.

Регламентированы три группы систем посадки III категории. Системы посадки категории IIIА должны обеспечивать посадку при видимости на ВПП 200 м, системы посадки категории IIIB — при видимости на ВПП около 50 м, а системы посадки категории IIIC — при полном отсутствии видимости.

Обычно системы посадки имеют три канала: канал курса (обеспечивает информацией экипаж о положении самолета в горизонтальной плоскости относительно положения курсовой линии (оси ВПП)); канал глиссады (обеспечивает экипаж информацией о положении самолета в вертикальной плоскости относительно положения глиссады); маркерный канал (обеспечивает экипаж информацией о расстоянии до начала ВПП при пролете фиксированных точек).

Расчет на посадку может производиться различными способами. Наиболее точным, хотя и сравнительно длительным, является построение большой «коробочки» (рис. 5.20).

В настоящее время применяются три типа радиотехнических систем посадки: упрощенные, радиомаячные и радиолокационные.

Упрощенные системы посадки (ОСП)

В состав бортового оборудования упрощенной системы посадки входят: связанная радиостанция, радиокompас, радиовысотомер малых высот, радиоприемник сигналов маркерного радиомаяка и пилотажно-навигационные приборы: курсовая система (компас), авиагоризонт, часы и др.

Наземное оборудование системы включает две приводные аэродромные радиостанции (ПАР), два или три маркерных радиомаяка (МРМ), связанные командно-стартовые радиостанции (КСРС), КВ- или УКВ-радиопеленгатор и светотехническое оборудование.

Управление работой системы осуществляется с командно-диспетчерского пункта (КДП) или командно-стартового пункта. Экипаж самолета, подходящего к аэродрому, устанавливает двустороннюю связь с руководителем полетов и после получения разрешения на посадку сообщает ему о своем местоположении, высоте полета, количестве оставшегося топлива и т. п. Руководитель полета информирует экипаж об условиях посадки (курс, высота полета в районе аэродрома, метеосостояние и т. п.).

Привод самолета осуществляется на дальнюю приводную радиостанцию (ДПАР) с помощью АРК (Д \approx 200 км). Момент пролета над ДПАР фиксируется по сигналам маркерного маяка, принимаемым маркерным радиоприемником с выходным устройством в виде сигнальной лампы и электрического звонка, и по повороту стрелки АРК на 180°.

Наземный радиопеленгатор позволяет контролировать положение самолета относительно аэродрома и корректировать заход на посадку по командам с земли.

Ввиду невысокой точности захода на посадку упрощенные системы используются при горизонтальной видимости не менее 50—1000 м и высоте нижней кромки облаков не менее 60—80 м. Пропускная способность системы 25—20 самолетов в час.

Существенным недостатком упрощенной системы посадки является невозможность контролировать и управлять движением большого числа самолетов во внешней зоне, в районе аэродрома и при посадке.

Радиомаячные (курсо-глиссадные) системы посадки

Радиомаячные системы посадки более совершенны и обеспечивают посадку при значительно более сложных метеоусловиях, чем упрощенные. В состав радиомаячной системы входит то же оборудование, что и для упрощенной системы, кроме того, дополнительно еще включается диспетчерское и радиомаячное оборудование.

Диспетчерское оборудование состоит из обзорного и диспетчерского радиолокаторов, УКВ-радиопеленгатора, радиодальномера, счетно-решающих устройств и средств командной радиосвязи. С его помощью ведутся наблюдения за воздушной обстановкой, управление и контроль за движением самолетов в районе аэродрома.

Обзорный радиолокатор используется для наблюдения за воздушной обстановкой в радиусе 200—250 км и управления движением самолетов при подходе к району аэродрома.

Диспетчерский радиолокатор применяется для наблюдения за воздушной обстановкой в радиусе до 150 км и для контроля за самолетами на летном поле. Работает в сантиметровом или миллиметровом диапазонах волн.

Автоматический УКВ-радиопеленгатор служит для опознавания отдельных самолетов и групп самолетов, прибывающих в район аэродрома, обеспечивает определение их азимута на расстоянии 100—150 км с точностью до 2°.

Радииодальноммер, состоящий из самолетного запросчика и наземного ответчика, служит для определения дальности до аэродрома, и обеспечения полета самолетов по орбитам вокруг аэродрома, используемых в качестве зон ожидания.

Счетно-решающие устройства обрабатывают информацию о прибывающих и находящихся в районе аэродрома самолетах, на основе которой определяется очередность посадки и порядок движения самолетов.

Средства командной радиосвязи состоят из нескольких стандартных КВ- и УКВ-радиостанций. Каждая из них обслуживает полеты в заданной зоне и на определенной волне.

Радиомаячное оборудование состоит из курсового и глиссадного радиомаяков, устанавливаемых на земле, и бортовых глиссадного и курсового радиоприемников.

Курсовой радиомаяк работает в диапазоне УКВ (108,3—110,3 МГц) на одной из шести фиксированных частот, создает равносигнальное направление, совпадающее с плоскостью посадочного курса (равносигнальную плоскость), и устанавливается на продолжении оси ВПП на расстоянии 425—1200 м от ее конца. Зона действия радиомаяка ограничена сектором 15° в горизонтальной плоскости и 0,85° — снизу, 7° — сверху, в вертикальной плоскости; по дальности — 30 км при высоте полета 400 м. Мощность передатчика не менее 400 Вт.

Глиссадный радиомаяк предназначен для указания экипажу плоскости планирования, с которой совпадает создаваемая маяком равносигнальная плоскость. Глиссадный радиомаяк работает в дециметровом диапазоне волн. Он устанавливается слева от ВПП на расстоянии 120—180 м от ее оси и на расстоянии 200—450 м от торца ВПП со стороны захода на посадку. Мощность передатчика не менее 30 Вт. Оптимальный угол глиссады 2°40'. Дальность действия 18 км. Зона действия радиомаяка в горизонтальной плоскости равна $\pm 8^\circ$.

Курсовое бортовое радиоприемное устройство (табл. 5.35) предназначено для приема сигналов курсового радиомаяка, указывающего направление средней линии ВПП.

Глиссадное бортовое радиоприемное устройство (см. табл. 5.35) предназначено для приема сигналов глиссадных радиомаяков, указывающих траекторию планирования самолета.

Курсовая и глиссадная радиомаячная аппаратура обеспечивает снижение самолета до высоты 20—30 м, дальнейшее снижение должно производиться на основании визуальных наблюдений.

К основным типам курсо-глиссадным системам посадки относятся системы типов СП-50, СП-50М, СП-68, СП-70.

Курсо-глиссадная система инструментальной посадки самолетов типа СП-50 включает курсовые (КРМ-2С) и глиссадные (ГРМ-2С) радиомаяки; используется для обеспечения посадки самолетов, оборудованных курсовыми и глиссадными

Таблица 5.35

Основные характеристики курсового и глissадного радиоприемников

Наименование параметра	Значение параметра	
	Курс	Глissада
Количество каналов	200	20
Стабильность частоты	$\pm 0,01$ ($-50 \div +50^\circ \text{C}$) $\pm 0,0035$ ($-10 \div +35^\circ \text{C}$)	$\pm 0,01$ % ($-50 \div +50^\circ \text{C}$)
Неравномерность АРУ	$\pm 1,5$ дБ в диапазоне 4,5—100 мкВ	$\pm 1,5$ дБ в диапазоне 50—100 мкВ
Чувствительность приемника, не более	1,0 мкВ по срабатыванию АРУ	50 мкВ по срабатыванию АРУ
Точность установки и стабильность центрирования, не более	± 5 мкА	$\pm 1,0$ мкА
Стабильность коэффициента усиления	± 20 %	± 20 %

радиоприемниками и приборами КППМ (ПСП-48). Точность стабилизации глissады и курсовой линии 0,2°.

Курсо-глissадная система посадки СП-50М является дальнейшей модернизацией системы СП-50 и имеет курсовые (КРМ-2М) и глissадные (ГРМ-2М) радиомаяки с более совершенной системой автоматической стабилизации курсовой линии и глissады (точность 0,15°). Применение в КРМ-2М параболической антенны позволяет бортовой системе управления (например, БСУ-3П) более точно определять положение курсовой линии.

Оборудование СП-50М полностью резервировано и имеет систему дистанционного управления и контроля (аппаратура дистанционного управления и контроля «Кросс»).

Курсо-глissадная система типа СП-68 предназначена для захода самолетов на посадку в условиях метеоминимума II категории 30 × 400 (30 м высота принятия решения, 400 м дальность видимости на ВПП). Система посадки СП-68 состоит из курсового (КРМ-68) и глissадного (ГРМ-68) радиомаяков, контрольно-проверочной аппаратуры и системы дистанционного управления. При этом на самолете устанавливаются курсовой и глissадный радиоприемники, приборы КППМ (ПСП-48).

Конструктивно система выполнена с введением ряда новых устройств и блоков по сравнению с системой СП-50М. Для летной проверки выходных параметров посадочного комплекса СП-68 применяется аппаратура «Ось» и контрольно-записывающая аппаратура.

Курсо-глissадная система посадки СП-70 предназначена для обеспечения посадки самолетов в условиях метеоминимума II и III категории. Посадочные маяки II и III категории значительно отличаются от аналогичных радиомаяков типов СП-50М и СП-68 и имеют значительно более высокое качество сигналов излучения маяков, более высокую стабильность характеристик и малый уровень флюктуационных помех, что позволяет пилотировать самолет при посадке вплоть до приземления и пробега по ВПП. Системы III категории двухканальные. Каналы работают на разных частотах.

В системе значительно повышена надежность работы радиомаяков типов КРМ и ГРМ за счет применения полупроводниковых и полосковых элементов, применения 100% резервирования, одновременного использования четырех контрольных устройств для контроля параметров маяков во время их работы, а также резервирования источников питания.

Курсо-глissадная система инструментальной посадки ИЛС состоит из курсового, глissадного и трех маркерных радиомаяков (третий маяк устанавливается не во всех портах). Курсо-глissадные радиомаяки системы ИЛС работают в метровом диапазоне волн по принципу равносигнальной зоны (маяки I категории) или по принципу формирования зоны с «опорным нулем» (маяки II и III категории).

Радиомаячные системы обладают достаточной пропускной способностью.

Радиолокационные системы посадки

Радиолокационные системы посадки предназначены для контроля за воздушным движением в районе аэродрома и обеспечения безопасной посадки летательных аппаратов в сложных метеоусловиях днем и ночью по командам с земли.

Эти задачи решаются путем наблюдения за положением ЛА на экранах индикаторов наземных РЛС и передачи экипажу на борт необходимых данных о дальнейшем движении летательного аппарата по УКВ-каналам радиосвязи.

Радиолокационные системы посадки используются: или как средства контроля воздушного движения — в этом случае экипаж заходит на посадку по системе ОСП или РМСР (КГС), или визуально, а диспетчер контролирует заход и в необходимых случаях информирует экипаж о положении ЛА относительно линии курса и глассы планирования; или как активное средство захода на посадку по требованию командира корабля — в этом случае диспетчер полностью руководит заходом ЛА на посадку.

Кроме того, возможен заход на посадку с расчетного рубежа, т. е. вывод ЛА на посадочный курс, а затем экипаж осуществляет заход на посадку по системам ОСП, РМСР (КГС) или визуально.

Радиолокационная система посадки включает диспетчерский радиолокатор (ДРЛ), посадочный радиолокатор (ПРЛ), автоматический УКВ-радиопеленгатор (УКВ АРП).

Диспетчерский радиолокатор (например, ДРЛ-7) предназначен для контроля за воздушным движением в районе аэродрома, определения координат самолетов (азимута и наклонной дальности) на экране индикатора кругового обзора, контроля выполнения маневра при заходе на посадку, последовательного вывода самолета в зону действия посадочного радиолокатора по командам УКВ-радиостанции связи, опознавания самолетов по сигналам самолетного ответчика или по пеленгам автоматического УКВ-радиопеленгатора. ДРЛ работают в дециметровом диапазоне волн. Дальность обнаружения самолетов ДРЛ составляет 90—150 км. Точность определения координат $\pm 5\%$ по дальности от шкалы дальности, $\pm 1^\circ$ по азимуту. Разрешающая способность по дальности не хуже 1,5% от шкалы дальности, по азимуту 4° .

Посадочный радиолокатор (табл. 5.36) служит для контроля положения самолетов, совершающих посадку, относительно линии посадочного курса и глассы планирования, а также руководства посадкой. При отклонении само-

Т а б л и ц а 5.36

Основные технические данные посадочных радиолокаторов

Наименование характеристик	Значение характеристик радиолокаторов		
	ПРЛ-7	РП-2Ф	РП-3Ф
Зона действия:			
по дальности	20—60 км	20 км	20 км
» азимуту	30°	30°	30°
» углу места	$-1 \div +8^\circ$	$-1 \div +9^\circ$	$-1 \div +9^\circ$
Размер луча курсовой антенны:			
в вертикальной плоскости	$3,5^\circ$	4°	10°
» горизонтальной »	$0,7^\circ$	1°	—
Размер луча глассадной антенны:			
в вертикальной плоскости	$0,7^\circ$	1°	—
» горизонтальной »	$3,8^\circ$	4°	3°
Мощность излучения в импульсе	70 кВт	120—150 кВт	150 кВт
Диапазон волн	Сантиметровый		
Точность определения координат:			
по курсу	—	0,6 % Д	0,6 % Д
» глассаде	—	0,4 % Д	0,4 % Д

лета от заданных значений посадочного курса и глиссады оператор радиолокатора передает по радио команду экипажу для вывода самолета на линию планирования. Посадочный радиолокатор устанавливается не менее 750 м от конца ВПП и 120—200 м в сторону от оси ВПП и обеспечивает обнаружение и индикацию положения ЛА с эффективной отражающей поверхностью 3 м² и более.

Автоматический УКВ-радиопеленгатор в системе РЛС посадки предназначен для пеленгования самолетов (в момент работы на борту УКВ-радиостанции связи на передачу) и их опознавания.

Посадочный радиолокатор устанавливается обычно сбоку на расстоянии 130—150 м от ВПП, работает в сантиметровом диапазоне волн и определяет азимут, угол места и дальность самолетов. Азимут отсчитывается от оси ВПП, угол места относительно линии горизонта, дальность относительно оптимальной точки приземления.

Система индикации включает индикатор курса и индикатор глиссады. Разрешающая способность по дальности — 100 м, по угловым координатам — 1°.

Пропускная способность системы (при отсутствии автоматической передачи команд) — 15—20 самолетов в час.

Посадочные РЛС излучают импульсы электромагнитных колебаний в сантиметровом диапазоне с длительностью порядка 0,5 мкс.

Радиотехнические системы посадки аэропортов местных воздушных линий

Для аэропортов местных воздушных линий (МВЛ) разработан комплекс радиотехнических средств связи и радионавигации самолетов МВЛ и ОСП.

Радиотехнический комплекс МВЛ представляет собой систему радиотехнических средств связи, привода и радиопеленгации для аэропортов и посадочных площадок местных воздушных линий.

Комплекс обеспечивает ведение радиотелефонной связи с самолетами в диапазоне УКВ и СВ, ведение радиотелефонной и радиотелеграфной связи в диапазоне КВ с самолетами и наземными корреспондентами, работу на привод в диапазоне СВ, определение пеленга самолета при использовании УКВ-радиопеленгатора.

Комплекс МВЛ смонтирован в трех кузовах, не требует каких-либо зданий и сооружений. Комплексу может придаваться радиопеленгатор АРП-6.

Система ОСП предназначена для оборудования аэропортов местных воздушных линий гражданской авиации в качестве системы радиотехнических средств, обеспечивающих радиопровод самолетов, оборудованных радиокompасами, в район аэродрома и посадку их в сложных метеоусловиях. В состав системы входят два комплекта приводных маркерных радиомаяка и оборудование диспетчерского пункта с радиоборудованием связи и управления. Дальность действия системы при работе на основную антенну равна 150 и 50 км при работе на малую антенну. Работа системы ОСП обеспечивается без постоянного присутствия обслуживающего технического персонала.

Кроме того, аэропорты местных воздушных линий могут оборудоваться упрощенными обзорно-посадочными радиолокационными станциями. Они предназначены для обеспечения постоянного радиолокационного контроля за движением самолетов в районе аэродрома и вывода самолетов с любого направления на траекторию посадки до высоты 50 м, дальность действия в режиме кругового обзора — 30 км, дальность действия при посадке самолетов по глиссаде — 10 км, максимальная высота обнаружения — 3000 м, минимальная — 50 м.

Во время эксплуатации при подготовках к полету с помощью переносных приборов проверяется работоспособность бортового оборудования посадки во всех режимах работы.

Проверка работоспособности устройств, входящих в систему посадки (и навигации), производится (при включенных других совместно работающих системах) совместно с соответствующими специалистами.

При периодических видах обслуживания через 200—600 ч налета производится контроль основных параметров на точность их формирования.

14. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Электроснабжение радиоэлектронного оборудования

Радиоаппаратура на самолете питается: от источников постоянного тока (генераторы, аккумуляторы) 27 В, источников однофазного переменного тока 115 В 400 Гц (ПО-1500, ПО-3000, ПО-4500, ПО-6000), источников трехфазного переменного тока (ПТ-500У, ПТ-1000У). Кроме того, для питания радиоаппаратуры необходим постоянный ток повышенного напряжения (до 1000 В и более). Для этой цели на летательных аппаратах используются преобразователи постоянного тока 27 В в постоянный ток высокого напряжения (умформеры РУ-11АМ, РУ-45, РУК-3000А, РУК-300Б, УР-150 и др.). Рассмотрим особенности эксплуатации умформеров (остальные источники питания радиоаппаратуры рассмотрены ранее).

При эксплуатации умформеров производится периодически наружный осмотр и проверка механической исправности корпусов, коробок фильтров, разъемов кабелей, крышек, коллекторов, щеток, щеткодержателей и подшипников.

Основными дефектами умформеров при эксплуатации являются: искрение щеток, выход из строя подшипников якоря, загрязнение коллекторов, подгорание и оплавление контактов пусковых реле.

Шлифовка коллекторов, смена и притирка щеток производятся обычно в лаборатории. Остальные работы выполняются на самолете.

Поверхность коллекторов по всей окружности должна быть гладкой, не иметь черного налета от угольной пыли, а также царапин, раковин и выработки пластин. При необходимости подшлифовка поверхности коллектора производится стеклянной бумагой марки ОО. Угольная пыль удаляется сжатым воздухом. Налет от угольной пыли может быть удален путем протирания коллектора чистой ветошью, слегка смоченной бензином Б-70.

Щеткодержатели должны быть исправны и обеспечивать равномерный контакт щеток с коллектором по всей поверхности соприкосновения и достаточное усилие прижатия.

Щетки не должны иметь механических повреждений и высота их не должна быть меньше указанной в паспорте умформера.

Поверхность контактов пусковых реле должна быть гладкой и не иметь следов подгорания и оплавления. Нагар и загрязнение на контактах удаляются ветошью, смоченной бензином Б-70. При наличии небольших раковин и оплавления производится зачистка контактов.

Эксплуатация антенных устройств радиоэлектронного оборудования

Антенны применяются для излучения электромагнитных волн и для получения из пространства энергии электромагнитных колебаний. Основными характеристиками антенн являются: диаграмма направленности, коэффициент усиления, эффективная площадь приемной антенны.

Основными типами антенн являются:

вертикальная несимметричная антенна используется для диапазонов СВ и ДВ;

полуволновый вибратор (рис. 5.21) используется для работы в КВ- и УКВ-диапазонах;

директорные антенны (рис. 5.22) представляют комбинацию активного и пассивного полуволновых вибраторов и применяются в УКВ-диапазоне;

рупорные антенны (рис. 5.23) применяются в сантиметровом диапазоне волн;

диэлектрические антенны (рис. 5.24);

щелевые антенны применяются в сантиметровом и дециметровом диапазонах волн (рис. 5.25).

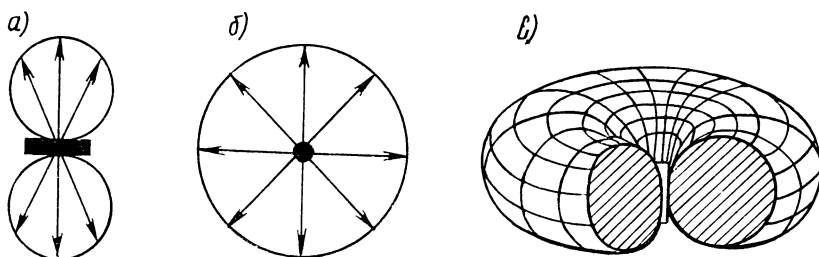


Рис. 5.21. Диаграмма направленности полуволнового вибратора:
 а — в плоскости вибратора; б — в плоскости, перпендикулярной вибратору; в — в пространственном изображении

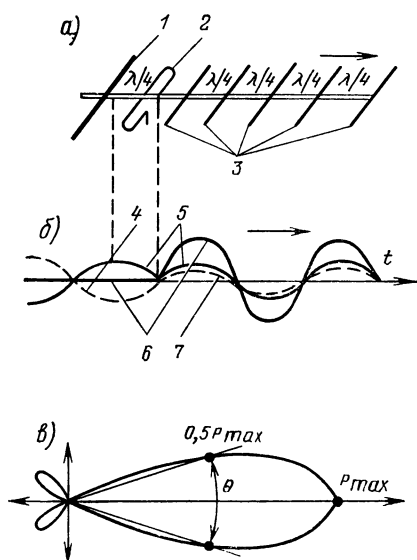


Рис. 5.22. Директорная антенна (волновой канал):

а — конструкция антенны; б — графики поля; в — диаграмма направленности:
 1 — рефлектор; 2 — активный вибратор;
 3 — директоры; 4 — поле рефлектора; 5 — поле активного вибратора; 6 — результирующее поле; 7 — поле директора

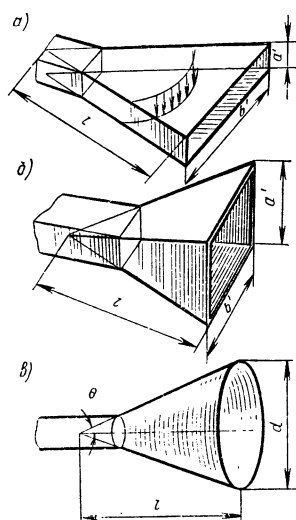
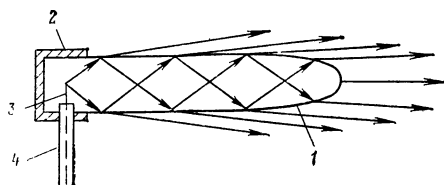


Рис. 5.23. Рупорные антенны:

а — секторная; б — пирамидальная; в — коническая

Рис. 5.24. Диэлектрическая антенна:
 1 — диэлектрический стержень; 2 — металлический стержень; 3 — возбуждающий штырь; 4 — коаксиальная кабель



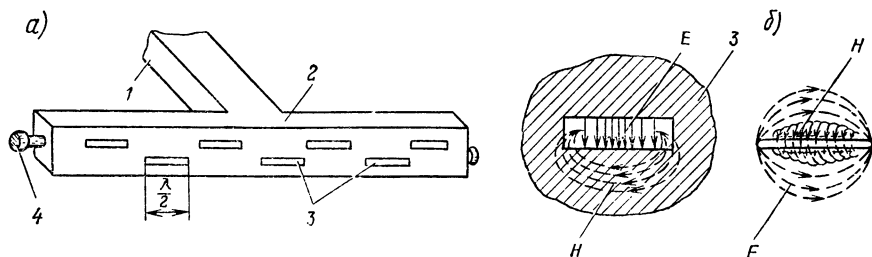


Рис. 5.25. Щелевая антенна (а) и полуволновой вибратор (б):
1 — волновод; 2 — объемный резонатор; 3 — щели; 4 — винт для настройки

Для формирования узкой диаграммы направленности (рис. 5.26) применяются параболические антенны (рефлекторы).

При эксплуатации проверка самолетных антенн заключается в тщательном наружном их осмотре.

При осматре с деталей антенных устройств нужно удалять грязь, масло, а зимой лед и снег.

При проверке антенны радиовысотомеров необходимо убедиться в надежности их крепления, сохранности лакового покрытия у основания антенн, целостности изоляторов диполей. При нарушении крепления или лакового покрытия антенну необходимо снять, зачистить обшивку самолета под основанием антенны, протереть защищенное место бензином Б-70, затем установить антенну на место, плотно затянуть и законтрить крепящие болты и восстановить лаковое покрытие.

Если будут обнаружены погнутость или вмятины диполей или стоек, а также повреждение изоляционных колец, антенну необходимо снять и заменить новой.

Внутрисамолетная антенная проводка не должна иметь повреждений изоляции и опорных изоляторов.

Рис. 5.26. Параболическая антенна

Высокочастотные кабели не должны иметь на поверхности вмятин или других повреждений, не должно быть обрывов, коррозии на контактах и гнездах фишек. При наличии вмятин, нарушениях наружного изоляционного покрытия или обрыва высокочастотного кабеля заменить кабель.

Особенности размещения радиооборудования на летательном аппарате

Размещение бортового оборудования на ЛА в значительной степени определяет его технические возможности, трудозатраты на обслуживание и надежность его работы.

В соответствии с этим размещение оборудования должно обеспечивать удобство использования его в полете, минимальные трудозатраты на монтаж, демонтаж и техническое обслуживание, минимально возможную подверженность оборудования резким изменениям внешних воздействий.

Для обеспечения удобства технического обслуживания блоки одного целевого назначения обычно размещаются в одном-двух отсеках. Это упрощает подготовку оборудования к полету, обеспечивает удобство выполнения регламентных работ и облегчает поиск неисправностей. При таком размещении значитель-

но уменьшается вес оборудования вследствие уменьшения длины кабельных соединений.

Блоки оборудования обычно размещаются таким образом, чтобы монтаж любого блока не вызывал необходимости снимать другие блоки. Чтобы резкие изменения атмосферного давления и температуры с подъемом на высоту не влияли на работу радиооборудования, блоки, как правило, размещают в герметических кабинах ЛА. При этом учитывается, чтобы блоки не подвергались воздействию источников тепла — двигателей ЛА, мощных электродвигателей, генераторов и преобразователей, а также воздействию воды, топлива, масла и пыли.

Органы управления радиооборудования (дистанционные щитки, пульта управления, органы включения, настройки и регулировки) устанавливаются таким образом, чтобы при пользовании ими оператор затрачивал минимальное время и не отвлекался от выполнения других задач.

Индикаторы устанавливаются так, чтобы они были хорошо видны с рабочего места оператора.

Соединительные кабели обычно соединяются в общий жгут, который отбортывается с помощью хомутов или укладываются параллельно друг другу в одной плоскости в специальных зажимах-гребенках, которые крепятся к борту ЛА.

Проводка имеет цветную маркировку; в местах изгиба и отбортовки она заключается в хлорвиниловую оплетку.

Кабели блоков для свободного отсоединения от блоков имеют некоторый запас по длине.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления антенны обычно размещают таким образом, чтобы они как можно меньше выступали за контуры ЛА.

Так как антенны радиооборудования посадки по приборам должны излучать электромагнитную энергию вперед и вниз, то такие антенны размещают в носовой части ЛА, под фюзеляжем, под крылом или наверху киля.

Антенны связных радиостанций располагают так, чтобы обеспечивалась круговая характеристика направленности. Такие антенны у дозвуковых самолетов выполняются в виде канатика и размещаются над фюзеляжем. У сверхзвуковых ЛА в качестве антенн связных радиостанций используют отдельные части самолета или антенны монтируются в передних кромках крыла или киля, которые изготавливаются из прочного радиопрозрачного материала.

Антенные устройства радиолокационных станций устанавливаются под радиопрозрачными обтекателями.

Эксплуатация электростатических разрядников и зарядосъемников

При полете самолета в наэлектризованной облачности (особенно в перистослоистых и кучево-дождевых облаках вертикального развития) возникает интенсивная электризация поверхности самолета частицами атмосферных осадков. При этом потенциал электростатического заряда самолета может достигать нескольких сотен тысяч вольт. При такой величине потенциала на всех выступающих кромках конструкции самолета возникает коронный разряд. Появление коронного разряда создает значительный уровень радиопомех электростатического происхождения с наибольшей интенсивностью в диапазоне СВ и ДВ.

Для борьбы с радиопомехами, создаваемыми коронным разрядом, на самолетах устанавливаются разрядники статического электричества.

При эксплуатации ЛА проверяется надежность крепления разрядников покачиванием. При ослаблении крепления подтягивается контровочный штифт. Проверяется целостность и направленность электропроводов.

При количестве электродов меньше допустимого, а также при повреждении самого разрядника, погнутости его или обрыве разрядники заменяются новыми.

Токопроводящая оплетка зарядосъемников не должна иметь обрывов и должна быть надежно закреплена к массе самолета. Провод и пружина не должны иметь погнутостей и должны обеспечивать надежное и эластичное прилегание к грунту.

Смазки, применяемые при эксплуатации и ремонте авиационного и радиоэлектронного оборудования

Смазки ОКБ-123-3, ОКБ-122-4, ОКБ-122-14, ОКБ-122-16 представляют собой смесь легких и тяжелых минеральных масел высокой степени очистки. Они применяются для смазки подшипников и узлов трения, работающих при температурах до -70°C , а также для приготовления низкотемпературных консистентных смазок ОКБ-122. По внешнему виду все они прозрачные маслянистые жидкости от желтого до красно-коричневого цвета.

Температура застывания смазки ОКБ-122-3 не выше -65°C ; остальных смазок этого ряда не выше -70°C .

Температура вспышки по Бренкену смазок ОКБ-122-3 и ОКБ-122-4 не ниже $+160^{\circ}\text{C}$, а остальных смазок этого ряда не ниже $+170^{\circ}\text{C}$.

Смазка ОКБ-122-5А представляет собой смесь смазки ОКБ-122-5, церезина и костного смазочного масла.

По внешнему виду — это вазелиноподобная однородная маслянистая масса светло-желтого цвета. Температура каплепадения не ниже $+67^{\circ}\text{C}$, температура застывания не выше -65°C .

Смазка ОКБ-122-7 представляет собой смазку ОКБ-122-16, загущенную высокоплавким церезином и стеаратом лития, применяется для смазки подшипников и узлов трения приборов, работающих при температурах от $+120$ до -70°C . По внешнему виду ОКБ-122-7 — однородная масса от желтого до светло-коричневого цвета без комков и зерен. Температура застывания смазки не выше -70°C , температура каплепадения не ниже $+160^{\circ}\text{C}$.

Смазка ОКБ-122-12 представляет собой смесь смазки ОКБ-122-14 и масла МС-14, загущенную маслом и высокоплавким церезином, применяется для смазки подшипников и узлов трения приборов, работающих при температурах от $+110$ до -70°C . По внешнему виду ОКБ-122-14 — однородная маслянистая масса от желтого до светло-коричневого цвета.

Температура отвердевания ее не выше -70°C , температура каплепадения не ниже $+150^{\circ}\text{C}$.

Масло МВП (масло вазелиновое, приборное) — это минеральное масло, изготовляемое из дозорской нефти, легколетучее, нейтральное, безводное, белого или светло-желтого цвета, применяется главным образом для смазки внутренних трущихся деталей и подшипников, работающих при низких температурах.

Температура застывания МВП не выше -60°C , температура вспышки не ниже $+120^{\circ}\text{C}$.

Масла МК-22 и МС-20 изготавливаются путем очистки полугудрона масляного (остатков после перегонки нефти) серной кислотой с последующей доочисткой отбеливающими землями; применяются для консервации агрегатов.

Температура застывания масла МК-22 не выше -14°C , а МС-20 — не выше -18°C , температура вспышки для этих масел соответственно не ниже $+230$ и $+225^{\circ}\text{C}$.

Трансформаторное масло изготавливается путем вакуумной перегонки мазутов малопарафинистых и малосмолистых нефтей бакинского месторождения с последующей обработкой серной кислотой и нейтрализацией щелочью, применяется для консервации агрегатов.

Температура застывания масла не выше -45°C , температура вспышки не ниже $+135^{\circ}\text{C}$.

Масло «Велосит» применяется для консервации и смазки точных механизмов, работающих с малой нагрузкой, но с большими скоростями вращения. Температура застывания его не выше -25°C , температура вспышки не ниже $+120^{\circ}\text{C}$.

Смазка № 21 представляет собой минеральное масло «Велосит» загущенное кальциевым мылом, обладает высокой работоспособностью в условиях высокой влажности, но не обеспечивает работы при высоких температурах ($80-100^{\circ}\text{C}$). По внешнему виду смазка № 21 — однородная мазь от светло-желтого до светло-коричневого цвета.

Температура застывания ее не выше -50°C , температура каплепадения не ниже $+50^{\circ}\text{C}$.

Пушечная смазка (смазка УНЗ) применяется только для консервации агрегатов, представляет собой минеральное масло, загущенное кальциевыми мылами, имеет светло-желтый или светло-коричневый цвет. Температура каплепадения пушечной смазки не ниже $+50^{\circ}\text{C}$.

Технический вазелин — однородная мазь желтого цвета с температурой каплепадения не ниже $+50^{\circ}\text{C}$. В авиационном оборудовании применяется только для консервации агрегатов.

Особенности зимней эксплуатации авиационного и радиоэлектронного оборудования

При обслуживании электропроводов марок БПВЛ, БПВЛА в зимних условиях необходимо помнить, что хлорвиниловая изоляция проводов при отрицательных температурах теряет эластичность и становится хрупкой. Поэтому при ремонте, монтаже и демонтаже электропроводки в зимних условиях поврежденный участок сети необходимо предварительно подогреть теплым воздухом, так как в противном случае возможна поломка изоляции исправных проводов из-за хрупкости их изоляции при низких температурах.

При температурах наружного воздуха ниже -35°C необходимо иметь в виду следующее:

- на контактах коммутационной аппаратуры (выключателей, кнопок, реле, катушек настройки передатчиков) образуется ледяная пленка, нарушающая контактное соединение;

- автоматика настройки радиостанции работает вяло;

- изделия из хлорвинила, органического стекла и резины становятся хрупкими.

Для разрушения ледяной пленки на контактах необходимо несколько раз подряд включить и выключить коммутирующее устройство; повернуть от упора до упора катушку настройки передатчика.

Монтаж и демонтаж электрических проводов проводить с большой осторожностью.

При эксплуатации и техническом обслуживании радиооборудования при низких температурах окружающего воздуха (ниже -35°C) необходим предварительный обдув аппаратуры теплым воздухом или прогрев кабины (отсека) самолета.

При внесении охлажденной аппаратуры в теплое помещение рекомендуется включать ее под ток только после прогрева до температуры воздуха помещения.

При температурах окружающего воздуха ниже 0°C обтекатели антенн радиолокационных станций необходимо зачехлять (зачехление производится одновременно с зачехлением фюзеляжа самолета одним общим чехлом).

При покрытии антенных устройств, кожухов и обтекателей антенн инеем, снегом или льдом необходимо иней или снег (сухой или мокрый) снести волосяной щеткой или резиновым скребком; примерзший снег или лед удалить подогретой до температуры $50-60^{\circ}\text{C}$ водой или специальной смесью.

Лед или примерзший снег можно удалять также струей воздуха, имеющего температуру не выше 60°C .

После удаления льда антенну (кожух или обтекатель) протереть насухо салфеткой (чистой ветошью).

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Настоящий указатель построен по алфавитному принципу расположения рубрик. При пользовании предметным указателем следует иметь в виду, что если рубрика представляет собой сочетание прилагательного и существительного, то, как правило, применена инверсия — существительное поставлено на первое место, так как это облегчает розыск объекта, понятия. Однако следует обращать внимание и на подрубрики, которые, дополняя рубрику, позволяют конкретизировать разыскиваемое понятие. В скобках приводятся номера рисунков и таблиц, относящихся к данным рубрикам.

А

Авиагоризонт 369
Автомат усилий 230
Автопилот 370—374
Агрегат передвижной аэродромный (АПА) 336—338
Азот 118
Аминопласт 200
Амортизатор шасси 159
Анализ макроскопический 269
— масла 134
— метеографический 256, 257, 269, 270
— микроскопический 269—270 1
— капельных проб жидкости 70
— результатов исследования 270—271
— сплава капельный 255
— — спектральный 255
— — термический 257
— — химический 255
Аппарат парирования колебаний ЛА 374
Аппаратура, работающая с генераторами переменного тока 323—324
Астрономические навигационные устройства и системы 377
Атмосфера 3
— международная стандартная 4 (табл. 1.1)

Б

Балансировка рулей 71
— самолета 36—73
Баллон кислородный 385—386
Батарея аккумуляторная 324—332
Бафтинг нескоростной 56
— скоростной 56
Безопасность экипажа и пассажиров при вынужденной посадке 46
Бензин авиационный 291
Болтанка 33—34
Бросок, толчок, тряска 13
Бустер 229—231 (рис. 3.2).

В

Вал хвостовой 104
Вес удельный двигателя 77, 78, 79
Взаимозаменяемость агрегатов, узлов, деталей 132
Взлет с грунта 20—21
— и посадка на заснеженных и обледеневших аэродромах 25—26
— в сложных условиях 17
Взмывание самолета 24
Вибрация ГТД 96
— самолета 54—57
Винилпласт 186, 188—190
— жесткий 186
Вращение продольное при накренивании самолета элеронами 93—40
Время резервное 45
Влияние качества поверхности на эксплуатационные свойства деталей 251
Волна звуковая 7
Волокнит 196—197
Воспроизведение характера разрушения 271
Выключатель 354—358
— коррекции 369—370
Вырез для окна 49
Высотомер 265—367
Вытяжка троса предварительная 139
Вязкость газа 5
— динамическая, коэффициент 5
— физическая 5

Г

- Генератор электрический переменного тока 321—324
- постоянного тока 317—320
- синхронный 322 (табл. 5.2)
- Герметизация плоскостей разъема 169
- Герметичность кабины самолета, проверка 46—47
- кислородных систем 384—385
- нормы ее 51
- Гетинакс 192
- Гидроаккумулятор, разрядка азотной полости 52
- Гидроусилитель 229—231 (рис.3.2)
- Гирополукомпас 370
- Готовность авиационной техники к полету 63—64
- Громкость шумящих тел и устройств 9 (табл. 1.4)
- Груз противоблательный 116

Д

- Давление атмосферное 3
- избыточное в герметических кабинах 44
- в пневматике 158
- рабочей жидкости допустимое в момент затяжки соединений для трубопроводов из различных марок сталей (сплавов) 281 (табл. 3.18)
- Дальномерная система 397
- Датчик предельной температуры 102
- сигнализатор масляного давления 102
- Действие ветра при взлете и посадке 12
- Действия инженерно-технического состава в особых случаях 122—124
- при отказе системы выпуска шасси 28—29
- Декомпрессия 45
- Демпфер противовибрационный ударный 55
- Дефектация подшипников качения 175—177
- Дефекты лопастей винтов 107
- сварных соединений, классификация 172—173 (табл. 2.7)
- трубопроводов, вызванные неправильным обслуживанием 143
- Деформация от внутренних напряжений 253
- температурная 253
- Диаграмма определения влияния направления и скорости ветра на скорость посадки 10 (рис. 1.3)
- Дисбаланс 71
- Дифракция волн 8

Ж

- Жидкость антиобледенительная 306
- «И» (этилцеллозольв) 145—146
- моющая 134, 306—307
- ТГФ 146
- «З, 5» 137
- ЭАФ 304—305

З

- Заброс температуры газа 95
- «Зависание» частоты вращения турбины ГТД 94
- Зависимость числа М от скорости полета и температуры воздуха 309 (табл. 4.14)
- Заворачивание самолета при действии рулем высоты 39
- — при накренивании 39
- Зазор между колесом и элементами шасси 155 (рис. 2.6)
- — тросами и подвижными элементами 138
- Закаливаемость стали 290
- Закалка деталей поверхностная нагретом пламенем газовой горелки 177—179
- изотермическая 178
- местная 179
- с самоотпуском 178—179
- ступенчатая 178
- Закрылок выдвижной 23
- струйный (реактивный) 23
- щелевой 22
- Замер люфтов шарнирных соединений 72
- силы трения 64 (рис. 1.26)—65
- Запас рулей для управления самолетом 41
- Заправка систем жидким кислородом 384
- Запуск ГТД горячий 93—94 :
- — холодный 93, 94 (табл. 1.15)
- прогрев, опробование и охлаждение ТВД 82—83
- Запыленность атмосферного воздуха 7
- Затяжка колес на оси 157
- Зачехление самолета 133
- Защита от обледенения силовых установок самолета 60—62
- Звукозаписывающая аппаратура 391
- Звукоизоляция, коэффициент 8
- Звукопоглощение, коэффициент 8

И

- Идентификация пластмасс по поведению их в пламени и растворителях 183 (табл. 2.8) — 185
- Измерение и ограничение перегрузок 374—375

Измеритель чистоты жидкости фото-
электронный 70
Износ 251
Индикатор водочувствительный 70
— определяющий наличие коррози-
онных веществ в топливах 294
(табл. 4.3)
Инерциальные навигационные уст-
ройства и системы 378
Инфразвук 7
Испытание вертолета плановое на
надежность 119—120
— давлением 258
— и контроль топливной системы
самолета на герметичность 67—68
— трубопроводов на прочность 69
Исследование материала рентгенов-
ское 270
Источник питания (электроэнергии)
312—313
— тока химический 324—332
Источники шума на самолете 48—49

К

Кабина самолета 43—44
Камера сгорания ТРД форсирован-
ная 88
Капрон 187
Карта прочности 133
Качание лопаток турбины 101
Качество эксплуатационное тормоз-
ных авиаколес 155—156
Классификация пластмассовых по-
крытий 220—221 (табл. 2.27) — 222
— и терминология пластмасс 185—
186
Клей 203—213
Колебания бафтинг 56—57
— вынужденные 54
— оперения 56—57
— собственные 54
— тяг собственные и поперечные 56
— частей вертолета вынужденные
112—113
Компас гироскопический 375—376
Компоненты пластмасс 182—183
Комфорт в герметической кабине 46
Кондиционирования система, об-
служивание 50—51
Консервация и хранение планера 146
Конструкции крыльев по изгибаю-
щему моменту 236—237
Контактор 357—358
Контролепригодность агрегатов, бло-
ков, узлов самолета 132
Контроль герметичности изделий 65—
67
— жестких топливных баков 68
— керосином 66
— клеевых соединений 218—220
— масла и фильтров 99
— мягких топливных баков 68

— параметров воздуха в гермети-
ческих кабинах 381—382
— профиля крыла и оперения 71
— работы гидравлической и воз-
душной систем 379—380
— сжатым воздухом 66
— работы силовых установок 378
— — топливных и масляных систем
380—381
— силовых элементов конструкции
73—74
— топливных баков — отсеков кры-
ла 370
— теческателями 67
— уровня масла в баке 134
— химическими реагентами 67
Концентраторы напряжений 249—
250
Концентрация загрязнений весо-
вая 69—70
— пыли по высотам 7
Конструкции крыльев по изгибаю-
щему моменту 236—237
Консервация и хранение планера 146
Коэффициент звукоизоляции мате-
риалов 9 (табл. 1.3)
— — в зависимости от частоты 9
(табл. 1.2)
— летно-технический 15—16
— сухого трения материала 308
— термический расширения твер-
дых и жидких веществ 310
(табл. 4.15)
— трения для различных видов кон-
тактов 308 (табл. 4.12)
Краситель 182
Краска термоиндикаторная для кон-
троля температуры авиаколес 307
Крыло с изменяемой стреловид-
ностью (геометрией) в полете 234—
235
— кессонное 232
— лонжеронное 232—233
— моноблочное 232
— смешанной силовой схемы 232
— стреловидное 233, 238
— треугольное 233—234
Курсовая система 376—377

Л

Лампа осветительная 362
Легкость агрегатов, узлов,
блоков 132
Лонжерон 236, 241
Люк запасной аварийный 49

М

Магнитность металла 287
Макроструктура 259—260
Маркировка тросов 139
— трубопроводов 169

Масло АМГ-10 53—54, 302—303
 — веретенное 298
 — гипoidное для редукторов и валов трансмиссии вертолетов 301—302
 — касторовое 298
 — кремнеорганическое для резиновых деталей 301
 — МВС 298
 — нефтяное для ТРД 297—298
 — синтетическое для ТВД 297
 — для ТРД, эксплуатационные характеристики 298—299
 Материал авиационный, механические и физические характеристики 164 (табл. 2.4)
 — пенопласт теплоизоляционный 187
 — авиационный, прочностные характеристики 272 (табл. 3.11)
 Мезосфера 6
 Металлизация 142, 350
 Металл немагнитный 287
 — физические, механические, химические свойства 285—287
 Метод активационный 259
 — звуковой 259
 — керосиновой пробы 258
 — компаса 259
 — металлографический 259—260
 — отбора проб масла 102
 — разупрочения поверхностного слоя 267
 — сернотипия 259
 — термо-ЭДС 258
 — электросопротивления 258
 Методы контроля состояния авиационной техники 258—260
 — определения твердости материалов 265 (табл. 3.9)
 — — толщины покрытия 265 (табл. 3.10)—266
 — повышения прочности конструктивные 254 (рис. 3.16)
 — сварки 174
 Меры безопасности при замене двигателя 150
 — — при заправке самолета топливом и маслом 151
 — — при обслуживании авиационной техники 148—151
 — — при осмотре баков 68
 — — при подготовке к запуску и опробовании двигателей 149
 — — при работе с баллонами, наполненными сжатым воздухом 150
 — — — с кислородом 387
 — — — с шасси и щитками 149—150
 Механизация крыльев самолетов 21—23
 Механизм трансмиссии 104
 Микроструктура 260

Микротвердость 264
 Мипора 188
 Метод получения термопластов 186—187
 Момент аэродинамический статический 36
 — вращательный 36
 — дестабилизирующий 36
 — стабилизирующий 36
 Монтаж деталей по меткам взаимного расположения 170
 — кислородных трубопроводов 383—384
 Мощность тяговая ТРД 77
 — удельная лобовая 78
 — — эквивалентная ТВД 78

Н

Навигационно-вычислительные устройства 378
 Нагрев аэродинамический 32
 Нагрузка, действующая на лопасти несущего винта 105
 Нагрузки опасные 13
 Надежность авиационной техники 248—255
 — деталей компрессора ГТД 99—100
 — изделий из пластмасс 179—181
 Накренение самолета при отклонении руля направления 39
 Наполнитель 182
 Напряжение, вызываемое изменением температуры 271
 — допускаемое для болтов, винтов и соединяемых деталей 273 (табл. 3.13)
 — конструкционное 255
 — остаточное 254
 — смятия допускаемое 273 (табл. 3.12)
 — технологическое 255
 Нарушение равновесия самолета 18
 Насос подкачивающий 140—141
 Натяжение тросов 138
 Недотяжка подшипника 176
 Неисправности баков 68
 — приводящие к разворачиванию самолета на пробеге 28
 — ТВД 93 (табл. 1.14)
 — ТРД 92 (табл. 1.13)
 — шасси 53
 Нервюра 236
 Нивелировка самолета 133
 Нормы летной годности для элементов шасси самолета 154—155
 Нуль абсолютный 5

О

Обогрев электрический 359—360
 Обледенение вертолета 117
 — и обмерзание самолета 57—58

- в полете 97—98
- Обнаружение неисправностей двигателей стружкосигнализаторами 101—102
- Оборудование вертолета противопожарное 117—119
- противообледенительное, оборудование, обслуживание 117
- светосигнальное внешнее 363—364
- — внутреннее 364
- Обработка грунта для взлета 21
- Обслуживание авиационной техники в условиях низких температур 144—145
- воздушных систем 143—144
- гидравлических систем 135—136
- ГТД 134
- жесткого управления 139—140
- масляной системы 141
- остекления 134—135
- органов приземления, 159—160
- противопожарного оборудования 137—138
- резино-технических изделий 146—148
- снаряженного колеса на шасси самолета 157—158
- техническое 129—130
- — при кратковременной стоянке 129
- — послеполетное 129
- топливной системы 140—141
- топливных баков 140
- тросовой проводки 138—139
- трубопроводов 141—142
- и эксплуатация шасси самолетов 151—161
- Обшивка крыла 235—236
- — монолитная 163
- — трехслойная 163
- Ограничение максимальной скорости по скоростному напору 31
- — — из условий полета в болтанку 31—32
- минимальной скорости 32—33
- перегрузки 30—31
- эксплуатационные самолета 30—33
- Оперение самолета 243—247
- Определение внешнего состояния детали 268
- марки стали в единицах Бригелля 257 (табл. 3.7)
- механических характеристик материалов 269
- химического состава материала 270
- Оси самолета 35—36 (рис. 1.14)
- Осмотр входного канала ГТД 134
- Останов двигателя экстренный 79
- Отбортовка трубопроводов 69
- Отказ, лабораторное исследование причин 267—272

- системы выпуска посадочных щитков 24
- — торможения самолета при посадке 29
- Отражение и поглощение звука 8
- Оценка балочного и ферменного фюзеляжей 242 (табл. 3.3)
- возможности обледенения в полете 62
- Очертание погрузки 310—311
- Очистка фильтров 134

П

- Падение оборотов ГТД при взлете 95
- Параметры газовой среды, необходимые для жизнедеятельности 51
- рабочие ГТД 75—77
- Парашют тормозной 27
- Парирование колебаний ЛА 374
- Пенопласт поливинил-хлоридный 187
- полистирольный 187
- фенольноформальдегидный 187
- Перегрузка боковая 225
- допустимая 227
- нормальная 225—226
- продольная 225
- располагаемая 226
- фактическая 226
- Перетяжка подшипника 176
- Период межпрофилактический 131
- Пилотажно-навигационная командная система 377
- Пилотажно-навигационное оборудование 365—379
- Плавкость металла 285
- Пластикатор 182
- Пластичность металла 289
- Пластмасса антифрикционная 193 (табл. 2.14)
- с высокими диэлектрическими свойствами 181
- износостойчивая 193 (табл. 2.15)
- с высокими механическими свойствами 181
- общего назначения 181
- прозрачная 182
- тепложаростойкая 200
- термоизоляционная 182
- фрикционная для тормозных систем 192—193
- химически стойкая 182
- Плотность воздуха 3,4
- — массовая 3, 4
- — относительная 4
- металла 285
- Пневматик колеса шасси арочный 153 (табл. 2.2)
- — — высокого давления 153 (табл. 2.2)
- — — летная эксплуатация и обслуживание 160—161

- — — полубаллонного типа 153 (табл. 2.2)
- — — сверхвысокого давления 153 (табл. 2.2)
- — — характеристика 151—152 (табл. 2.1) — 153 (табл. 2.2)
- Повышение надежности заклепочных и болтовых соединений 253—254
- — при эксплуатации и обслуживании несущих винтов вертолета 106—107
- эксплуатационных свойств изделий 266—267
- Покрытие из жидких компаундов, замазок и мастик 222
- из плиток, листов, пленок 224
- порошков 223
- расплавов 224
- суспензий 222—223
- Полет в болтанку 33—35
- в мощных турбулентных потоках воздуха 13
- с отказавшим гидроусилителем 42—43
- в условиях обледенения 62—63
- Полиакрилат 186
- Поливинилхлорид 186, 188—189
- Поликарбонат 187
- Поликонденсация 183
- Полимеризация 183
- Полипропилен 186
- Полистирол 186
- Полиуретан 187
- Полиформальдегид 187
- Полиамид 186
- Полиэтилен 186, 188
- Помпаж 95
- Посадка с выполнением круга полета 24
- с выключенным двигателем 29—30
- с разрушенными пневматиками 18
- «с ходу» 24
- Постановка шпильки в изношенное резьбовое отверстие 170
- — без резьбы 170
- Поражение трубопровода коррозионное 142—143
- Потеря трубопровода 282—284
- Пожаротушение 361
- Правила обслуживания планера и установление неисправностей 132—133
- работы в топливных баках 150—151
- Правила полета в грозу 33
- Предел усталости конструкции вертолетов 103—104
- Предохранение самолета от обмерзания 59
- Предохранители и автоматы защиты электросетей 353—354
- Предупреждение вибрации типа флат-

- тер на лопастях вертолета 115—116
- потери скорости на взлете и в полете 18—20
- Преимственность контрольно-проверочного наземного оборудования 132
- Прекращение запуска ТВД экстренное 84
- Преобразователь электрической энергии 332—335
- Прибор контроля чистоты жидкости ультразвуковой 70
- Приборы осветительные внутренние 363 (табл. 5.25)
- Приемник воздушного давления 368
- Признак включения форсажа 95
- начала коррозии 133
- ослабления заклепок 132—133
- перетирания троса внешний 139
- разрушения пневматиков колес 18
- Присадка антиобледенительная 291
- — для топлива 294
- противокристалловодная 70
- Проверка бака на герметичность 68, 140
- герметических и нивелировочных параметров самолета 72—73
- на герметичность топливных отсеков 72
- гермовыводов 72
- кабины на герметичность 71—72
- обводов шаблонами 71
- обратных клапанов агрегатов 138
- самолета перед летными испытаниями 74
- суммарных люфтов в управлении самолетом 65
- усилия трения в органах управления самолетом 64—65
- Провод 348—350
- Прокаливаемость стали 290
- Прокладка проводов на самолете 352—353
- Профилактика 131
- Прочность вертолета динамическая (усталостная) 102—104
- живучесть и ресурс авиационной техники 247—248
- удельная 273
- Процесс образования кристаллов льда 145

Р

- Равновесие самолета 36—37
- — боковое 37
- Радиоаппаратура речевых сообщений 389
- Радиовысотомер 395—396

Радиокompас 396—397
 Радионавигационное оборудование 392—399
 Радиостанция аварийная 388—389
 — командная 387—388
 — связная 387—388
 Радиус гйба трубопровода 167
 Разборка агрегатов, дефектация и обмер деталей 269
 Разгон с выдерживанием 16
 — с набором высоты 17
 Разгонка топлива 293 (табл. 4.2)
 Разрушение деталей замедленное 252
 — — начальное в зависимости от вида нагружения 251—252
 — лабиринтных уплотнений 99
 — лопаток 99—100
 — обод колес 18
 — пневматиков колес на взлете 18
 — подшипников трансмиссии ГТД 98—99
 Разъем штепсельный 356—357
 Раскатка подшипника 99
 Растворитель 214
 Расход топлива удельный 77, 78, 88
 — — тяговый 78
 — эксплуатационный 131
 Расчет полета инженерно-штурманский 120—122
 Расширение металла тепловое 286
 Реверс элеронов 40
 Регулятор напряжения 319
 Режим авторотации 87
 — ветряка 87
 — взлетный (максимальный) 88
 — геликоптерный работы воздушного винта 87
 — крейсерский (эксплуатационный) 86
 — малого газа 86
 — номинальный (расчетный) 86
 — нулевой тяги 87
 — полета аномальный, изменяющий давление в герметической кабине 48
 — промежуточного форсажа 88
 — пропеллерный работы воздушного винта 87
 — торможения 87
 — чрезвычайный 86—87
 — форсажный ТВД 88
 Режимы надежной эксплуатации ГТД 88—89
 — опробования работы ГТД 79—82
 — работы воздушного винта 87—88
 Резонанс акустический 8
 — земной вертолета 113—115
 Реле дифференциально-минимальное 319
 Ремонт баллонов 144
 — и замена трубопроводов 167—168
 — обшивки крыла 161—163

— реактивных и удлинительных труб 166 (табл. 2.5)
 Рефлекс управления 228
 Руль струйный 42
 Румбы ветра 10 (рис. 1.2)

С

Самовоспламенение топлива и масла 295—296 (табл. 4.4)
 Самоколебания 54
 Самописец 378
 Сварка высокочастотная 174
 — диффузионная 174
 — плазменная 174
 — пластмасс 201
 — трением 174
 — ультразвуковая 174
 — холодная 174
 — электронным лучом 174
 Свойства механические магниевых сплавов 275 (табл. 3.15)
 — — сплавов алюминиевых энергопрочных 274 (табл. 3.14)
 Сдвигание пограничного слоя 22
 Сигнализатор высотный 382 (рис. 5.17)
 — индуктивный 102
 — обледенения 61—62
 — — радиоизотопный 117
 — омического сопротивления 102
 Сигнализация аварийная 46
 — пожарная 361
 Сила ветра по шкале Бофорта II (табл. 1.5)
 Система автоматического управления 373—374
 — гидравлическая внутренняя, неисправности агрегатов 52—53
 — — общие неисправности 52—53
 — — признаки отказа 51—52
 — — разрушение трубопроводов 52
 — дальномерная 397
 — кондиционирования 360
 — международная допусков и посадок ИСО 314—316
 — нейтральных газов 118
 — посадки курсо-глиссадная радиомаячная 402—403
 — — МВЛ 405
 — — ОСП 401
 — — радиолокационная 404—405
 — — радиооборудование 398—405
 — противообледенительная 57—59
 — разностно-дальномерная 398
 — технического обслуживания и ремонта 131
 — тормозная, контроль 160
 — управления автоматическая 227
 — — вертолетом 107—109
 — — неавтоматическая 227
 — — необратимая 230

- — ножная 227
- — обратимая 230
- — полуавтоматическая 227
- — ручная 227—228
- — трение и люфты 231—232
- угломерно-дальномерная 398—399
- централизованного измерения параметров внешней среды и полета 370

Склеивание изделий 214—215

- металлов 202
- пластмасс 202—203

Скорость звука 7—8

- изменения давления внутри герметической кабины 45
- минимальная допустимая 32—33
- полета 124 (табл. 1.16) — 128
- эволютивная 33

Смазка антифрикционная противозносного действия 298, 300

- — для агрессивной среды 301
- — МГС 300—301
- для колес 157
- НК-50 299—300
- связывающая 182
- тросов 139
- уплотнительная 301

Смесь нефтяных масел для ТВД 296

Смола полимерная для синтетического волокна 187

Соединение клееклепанное 217

- комбинированное с клеевой прокладкой 215—217
- коррозионностойких сплавов 218
- сварочные и клеевые 163
- термопластичное полимерное 186
- терморезистивное полимерное 186
- и швы сварные, их классификация 170—171

Сопротивление металла, деформация 288

- переходное между частями самолета 350—352

Состав «7» 118—119, 137

- «3, 5» 118

Сохранение поверхностей 133

Сохранность 131

Способы определения работоспособности ГТД 89—93

- и средства контроля чистоты жидкостей в бортовых системах 69—71
- удаления льда 59—60

Сплав алюминиевый жаропрочный 274 (табл. 3.14)

- магниевый 275 (табл. 3.15)—276
- методы определения его химического состава 255—257

Средства заправки ГСМ, специальными жидкостями и газами 311—312

- обслуживания авиационной техники 313—314

Стабилизация полета искусственная 41—42

Стабильность посадок 251

Сталь авиационная, механические свойства и применение 276 (табл. 3.16) — 279

Станция радиолокационная доплеровская 395

- — панорамная 393—394

Стекло органическое 197—200

Стеклотекстолит 192—194

Стилоскоп переносной СЛП-1 256 (рис. 3.17)

Стратегия профилактики 131

Стратосфера 6

Стрингер 236, 241

Строение атмосферы 6

Схема силовых стреловидных крыльев 238—239 (рис. 3.7) — 240

- — треугольных крыльев 237—238 (рис. 3.6)

Сход самолета с ВПП во время разбега при боковом ветре 18

Т

Текстолит 193—196

Температура воздуха 3, 4

- формулы пересчета 5

«Тень звуковая» 8

Теплоемкость металла 286

Теплозвукоизоляция 49

Теплотворность металла 286

- — условная 286

Терминология эксплуатационная 131

Термосфера 6

Течь жидкости из соединений и уплотнений 52

Тип крыла самолета 232—236

Титан и его сплавы 289

Тоны и шумы 10

Топливо реактивное, зарубежные сорта 293

- керосин 291—293

Топливомер электроемкостный 382—383

Торможение колес 26

Тормоз дисковый 156

- камерный 156

- колодочный 155—156

- трансмиссии 105

Точки нагретости постоянные 5

Трансформатор стабилизирующий 320

Трение и люфты в тросовых системах 139

Трещина, ее раскрытие химическим травлением 261

Триммер 245

Триплекс органический 198

- силикатный 198
- Тропосфера 6
- Трубопровод, влияние способа за-
калки в опорах на их надежность
280
- гибкий 141
- жесткий 141
- механические характеристики ма-
териалов 181 (табл. 3.17)
- Тряска ГТД 95—96
- Тяга лобовая удельная 77
- отрицательная силовой установ-
ки 27
- реактивная 77
- суммарная 77
- ТВД удельная лобовая 78
- ТРД удельная 76

У

- Углекислота жидкая 138
- Углы отклонения взлетных и поса-
дочных закрылков оптимальные
23—24
- — рулей самолета 228, 229
(табл. 3.1)
- Удаление льда газообразным теп-
лоносителем 60
- — грелкой 60
- — жидким теплоносителем 60
- — смесью воды и незамерзающей
жидкости 60
- — тепловым способом 60
- коррозии 133
- Удар тепловой в задних подшипни-
ках 99
- Удобство доступа к объекту обслу-
живания и ремонта 131—132
- Указатель высоты и перепада давле-
ний 382 (рис. 5.16)
- поворота 369
- скорости комбинированный 365—
366
- числа М 365—366
- Ультразвук 7
- Уплотнение заклепочных и болто-
вых соединений 50
- отверстий для тросов и тяг гер-
метических кабин 49—50
- проемов для стекол, дверей и лю-
ков 50
- Управление самолетом на больших
высотах 45—46
- скоростными самолетами 229—
231
- Управляемость самолета 37
- — динамическая 38—39
- — статическая 38
- Условия запуска ГТД при отрица-
тельных температурах воздуха
84—86
- Усталость материала 103

- Устойчивость самолета 37
- — боковая 37
- — динамическая 37
- — статическая 37
- Устройство контроля жидкости
встроенное 70
- навигационное радиоастрономи-
ческое 396
- переговорное бортовое 389
- противообледенительное, электро-
оборудование 360
- электрическое бортовое для за-
пуска силовой установки 338—340
- Уход за герметической обшивкой 133

Ф

- Факторы, влияющие на надежность
деталей турбины ГТД 100
- Фара авиационная 362 (табл. 5.24)
- Ферромагнит 287
- Формы периодического техниче-
ского обслуживания 129—130
- Фреон 119, 137—138
- Фторопласт 186, 191
- Фюзеляж 240—242
- балочный 240—241
- лонжеронный 240—241
- обшивочный 240—241
- стрингерный 240—241
- ферменный 240

Х

- Характеристики материалов, проч-
ностные и механические 261—264
(табл. 3.8)
- прочности и энергоемкости колес
шасси 156—157
- шимми и предупреждение само-
колебаний передних колес вер-
толета 111—112
- Хлопок сверхзвуковой 13—15
- Хромпик калиевый технический 69

Ц

- Цвет побежалости 99

Ч

- Частота собственных колебаний 54—
55
- Чистота рабочих жидкостей 53

Ш

- Шаблон универсальный 71
- Шасси вертолетов 110—111
- самолета, надежность 158—159
(табл. 2.3)
- Шероховатость оптимальная 251
- Шов заклепочный 162
- многорядный 217
- Шпангоут 241
- Шумоглушение, способы 49

Щ

Щиток со скользящей осью вращения 23

Э

Экзосфера 6

Эксплуатация авиационного и радиоэлектронного оборудования 406—411

— авиационной техники лидерная 272

— ГТД летная 96—97

— и обслуживание вертолета 102—104

— — трансмиссии 104—105

— рулевого винта 109—110

— самолета на взлете 17

Экспресс-методы идентификации (распознавания) пластмасс 183—185

Электропривод бортовых устройств 340—345, 348

Электропроводность металла 286

Электросопротивление металла удельное 286

Электросчетка 345—347

Элерон 243

— обратное действие 40

— повышение эффективности действия 41

— реверс 40

Эрозия лопаток турбины 99

Этрол 187

Эффективность органов управления 40

ОГЛАВЛЕНИЕ

Раздел I. ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ ДВИГАТЕЛЕЙ	3
1. Характеристики воздушной среды. Параметры звука и сверхзвуковой хлопок	3
Международная стандартная атмосфера	3
Характеристики параметров воздуха	3
Строение атмосферы	6
Запыленность атмосферного воздуха	7
Звук, звуковые волны, скорость звука и его характеристики	7
Характеристики и использование ветра при полетах по маршруту	10
Отрицательные факторы ветра, восходящих и нисходящих потоков и турбулентности, влияющие на полет	12
Действие, параметры и последствие сверхзвукового хлопка самолета	13
2. Летно-технические характеристики и эксплуатация самолетов	15
Летно-технические коэффициенты	15
Разгон самолета при взлете с выдерживанием или набором высоты	16
Сложные условия взлета	17
Особенности эксплуатации реактивного самолета на взлете	17
Сход с ВПП во время разбега самолета при боковом ветре	18
Разрушение пневматиков колес на взлете	18
Предупреждение потери скорости на взлете и в полете	18
Особенности взлета самолета с грунта	20
Механизация крыльев самолетов	21
Оптимальные углы отклонения взлетных и посадочных закрылков	23
Посадка с выполнением круга полетов и «с ходу»	24
Взмывание самолета, причины и исправление	24
Последствия отказа системы выпуска посадочных щитков	24
Уход на второй круг на самолете Як-40	25
Взлет и посадка на заснеженных и обледеневших аэродромах	25
Приемы уменьшения длины посадочной дистанции самолета	26
Неисправности, приводящие к разворачиванию самолета на пробеге	28
Действия при отказе системы выпуска шасси самолета	28
Отказ системы торможения самолета при посадке	29
Особенности безопасной посадки с выключенным двигателем	29
Характеристики эксплуатационных ограничений самолета	30
Правила полета в грозу	33
Полет в болтанку и дополнительные перегрузки	33
Определения и параметры равновесия, устойчивости и управляемости самолета	35
Вредные косвенные явления, сопутствующие действию рулей	39
Возможные случаи снижения эффективности и реверс органов управления	40
Запас рулей для управления самолетом	41
Обеспечение управления самолетом на больших высотах	41
Вынужденный полет с отказавшим гидроусилителем и предупреждение неуправляемых последствий	42

3. Герметические кабины, их параметры и обслуживание	43
Система кондиционирования воздуха	43
Кабины самолетов и требования, предъявляемые к ним	43
Нормы внутренних давлений в герметических кабинах самолетов	44
Избыточное давление в герметических кабинах самолетов	44
Нормы скорости изменения давления внутри герметических кабин	45
Обеспечение безопасности экипажа и пассажиров при аварийных ситуациях	45
Характеристики комфортной температуры и среды	46
Определение герметичности кабин самолетов	46
Аномальные режимы полета, изменяющие давление в герметических кабинах	48
Теплозвукоизоляция, двери, люки и окна кабин	48
Уплотнение отверстий для тросов и тяг герметических кабин	49
Уплотнение отверстий для трубопроводов и жгутов герметической кабины	50
Уплотнение заклепочных и болтовых соединений герметических кабин	50
Уплотнение проемов для стекол, дверей и люков герметических кабин	50
Обслуживание системы кондиционирования воздуха	50
4. Неисправности и обслуживание гидравлических систем	51
Признаки отказа гидравлической системы	51
Общие неисправности гидравлических систем летательных аппаратов	52
Характерные неисправности шасси	53
Чистота рабочих жидкостей	53
Замена масла АМГ-10 в гидравлических системах	53
5. Вибрации самолетов	54
Параметры и виды колебаний, возникающих на летательных аппаратах	54
Предупреждение вибраций проводки управления самолетом	55
Ограничение вынужденных колебаний оперения — бафтинг	56
6. Обледенение и обмерзание самолетов	57
Сравнительные характеристики противообледенительных систем	57
Противообледенительные системы остекления кабин и воздухозаборников ГТД	58
Предохранение самолетов от обмерзания и способы удаления льда	59
Защита от обледенения силовых установок самолета	60
Приближенная оценка возможности обледенения летательного аппарата в полете	62
Полеты в условиях обледенения	62
7. Контрольные и проверочные работы	63
Критерии готовности авиационной техники к полету	63
Проверка усилий трения в органах управления самолетом	64
Проверка суммарных люфтов в управлении самолетом	65
Контроль герметичности изделий	65
Испытание и контроль топливной системы самолета на герметичность	67
Контроль жестких топливных баков	68
Контроль мягких топливных баков	68
Контроль топливных баков — отсеков крыла	68
Испытание трубопроводов на прочность	69
Способы и средства контроля чистоты жидкостей в бортовых системах авиационной техники	69
Контроль частей планера самолета при эксплуатации и после ремонта	71
Замер люфтов шарнирных соединений	72
Проверка герметических и нивелировочных параметров самолета	72
Контроль силовых элементов конструкции	73
Проверка самолета перед летными испытаниями	74

8. Рабочие параметры и характеристики ГТД, их эксплуатация и обслуживание	75
Основные параметры ГТД	75
Основные параметры ТВД	77
Процессы режимов запуска, прогрева, опробования, охлаждения и останова авиационного двигателя	79
Запуск, прогрев, опробование и охлаждение ТВД	82
Экстренное прекращение запуска турбовинтового двигателя	84
Оптимальные условия запуска двигателей при отрицательных температурах окружающего воздуха	84
Режимы надежной эксплуатации газотурбинных двигателей	86
Типовые режимы работы воздушного винта самолета с ТВД и их характеристики	87
Форсажные режимы турбореактивного двигателя	88
Способы определения работоспособности ГТД и методы выявления характерных неисправностей	89
Холодный запуск ГТД	93
Горячий запуск ГТД	93
«Зависание» частоты вращения турбины ГТД	94
Влияние условий эксплуатации на помпаж ГТД	95
Падение оборотов ГТД при взлете	95
Тряска ГТД	95
Вибрации ГТД	96
Признаки включения форсажа	96
Летная эксплуатация ГТД	96
Обледенение ГТД в полете	97
Признаки разрушения подшипников трансмиссии ГТД	98
Нарушение надежности деталей компрессора ГТД	99
Факторы, влияющие на надежность деталей газовой турбины ГТД	100
Удлинение и выгорание лопаток турбины и контроль их зазоров	100
Обнаружение неисправностей двигателей стружкосигнализаторами	101
 9. Эксплуатация и обслуживание вертолетов	 102
Динамическая (усталостная) прочность вертолета	102
Эксплуатация и обслуживание трансмиссии	104
Нагрузки, действующие на лопасти несущего винта	105
Повышение надежности при эксплуатации и обслуживании	105
несущих винтов вертолетов	106
Эксплуатация и обслуживание системы управления вертолета	107
Общая характеристика, нагружение и обеспечение управляемости рулевым винтом вертолета	109
Обеспечение надежной эксплуатации шасси вертолетов	110
Характеристики шимми и предупреждение самоколебаний передних колес шасси вертолетов	111
Вынужденные колебания частей вертолета	112
Предотвращение земного резонанса вертолета	113
Предупреждение вибраций типа флаттер на лопастях вертолетов	115
Сигнализация обледенения и обслуживание противообледенительного оборудования вертолета	117
Характеристики огнегасящих составов и противопожарное оборудование вертолетов	117
Плановые испытания вертолетов на надежность	119
 10. Основы инженерно-штурманского расчета. Действия инженерно-технического состава в особых случаях. Классификация скоростей полета	 120
Основы инженерно-штурманских расчетов полета самолетов	120
Действия инженерно-технического состава в особых случаях	122
Скорости полетов летательных аппаратов	124

Раздел II. ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ	129
1. Обслуживание систем и изделий авиационной техники	129
Техническое обслуживание самолетов	129
Некоторые сведения по эксплуатационной терминологии	131
Правила обслуживания планера и устранение неисправностей	132
Обслуживание газотурбинных двигателей	134
Обслуживание остекления авиатехники	134
Обслуживание гидравлических систем	135
Проверка исправности гидравлической системы и ее агрегатов	135
Обслуживание противопожарного оборудования самолетов	138
Обслуживание тросовой проводки	138
Обслуживание жесткого управления	139
Обслуживание топливной системы	140
Обеспечение надежности при обслуживании и эксплуатации масляных систем	141
Обслуживание трубопроводов	141
Коррозионные поражения трубопроводов	142
Дефекты трубопроводов, вызванные неправильным обслуживанием	143
Обеспечение надежности при техническом обслуживании и эксплуатации воздушных систем	143
Обслуживание авиационной техники в условиях низких температур	144
Жидкости «И» (этилцеллозольв) и ТГФ	145
Консервация и хранение планера	146
Сбережение и обслуживание резинотехнических изделий	146
Меры безопасности при обслуживании авиационной техники	148
2. Обслуживание и эксплуатация шасси самолетов	151
Служебные характеристики пневматиков колес шасси	151
Нормы летной годности для элементов шасси самолета	154
Дополнение к нормам прочности для шасси	154
Эксплуатационные качества тормозных авиаколес	155
Эксплуатационные и перегрузочные характеристики прочности и энергоемкости колес шасси	156
Обслуживание, монтаж и контроль снаряженного колеса на шасси самолета	157
Критерии надежности шасси самолета	158
Обслуживание органов приземления	159
Летная эксплуатация и обслуживание пневматиков колес	160
3. Ремонт элементов авиационной техники	161
Ремонт обшивки крыла	161
Критерии годности для ремонта авиационных материалов	163
Соединение элементов конструкции летательного аппарата при ремонте	164
Сборка неподвижных соединений с натягом	164
Радиусыгиба трубопроводов, способствующие прочности	167
Ремонт и замена трубопроводов	167
Герметизация плоскостей разъема	169
Монтаж деталей по меткам взаимного расположения	170
Постановка шпилек на эпоксидном клее без нарезания резьбы, либо в изношенное резьбовое отверстие	170
Классификация сварных соединений и швов, проверка их на прочность	170
Сварка пластмасс	174
Методы сварки	174
Дефектация подшипников качения	175
Поверхностная закалка деталей нагревом пламенем газовой горелки	177
Термические виды закалки сталей	177

4. Свойства и характеристики пластмасс, склеивание и сварка пластмасс и полимерные покрытия	179
Факторы, определяющие надежность изделий из пластмасс в эксплуатации	179
Технические требования к пластмассам. Выбор и применение пластмасс	181
Технические характеристики компонентов пластмасс	182
Экспресс-методы идентификации (распознавания) пластмасс	183
Классификация и терминология пластмасс	185
Методы получения некоторых термопластов и их товарная фабрикация	187
Полиамидные смолы для синтетических волокон	187
Теплозвукоизоляционные материалы — пенопласты	187
Полизтилен, его свойства и применение	188
Поливинилхлорид, его свойства и применение	189
Механическая обработка, склеивание и сварка винипласта и пленки	189
Полистирол и его применение для изготовления изолирующих деталей и стирофлекса	191
Фторопласты и их применение	191
Обработка стеклотекстолита	192
Фрикционные пластмассы для тормозных систем	192
Антифрикционные и износостойчивые пластмассы	193
Авиационные конструкционные слоистые пластмассы для изготовления различных деталей авиационной техники	193
Механическая и ручная обработка текстолита, гетинакса и древесно-слоистых пластиков	195
Пластмассы из пресс-порошков для ненагруженных армированных и неармированных деталей авиационной техники	196
Прозрачные пластмассы для остекления кабин	197
Механическая и ручная обработка органического стекла	198
Аминопласты для изготовления пластиковых метизов	200
Тепложаростойкие пластмассы	200
Соединение пластмасс сваркой	201
Оптимальные режимы склеивания	201
Склеивание пластмасс растворителями	202
Синтетические клеящие полимеры и клеи на их основе	202
Склеивание материалов в различных сочетаниях	202
Склеивание деталей из стали	207
Клеи для соединения металлов и металлов с неметаллическими материалами	208
Клеи для соединения пластмасс	210
Клеи для соединения пенопластов и древесных материалов	210
Клеи для соединения текстильных материалов	211
Каучуковые (резиновые) клеи	212
Растворители	214
Операции склеивания изделий	214
Комбинированные соединения с клеевой прослойкой	215
Конструирование клеевых, клееклепанных и клеесварных соединений	217
Инструментальный контроль клеевых соединений методом свободных колебаний	218
Контроль качества клеевых соединений	219
Нанесение на металлы и неметаллы покрытий из пластмасс	220
Классификация пластмассовых покрытий	220
Характеристики покрытий из жидких компаундов, замазок и мастик	222
Показатели покрытий из суспензий	222
Покрытия из порошков	223
Покрытия их расплавов	224
Покрытия из плиток, листов и пленок	224

Раздел III. КОНСТРУКТИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИХ ПРОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ	225
1. Конструкция и прочность	225
Перегрузки, возникающие в полете при различных маневрах	225
Самолетные системы управления и требования, предъявляемые к ним	227
Особенности управления скоростными самолетами и характеристики механизмов	229
Трения и люфты в системе управления	231
Типы крыльев самолетов и их характеристики	232
Назначение, работа и классификация конструкции крыла по изгибающему моменту	236
Силовые схемы и работа треугольных крыльев малого удлинения	237
Нагружение и работа корневых элементов стреловидного крыла самолета	238
Схемы фюзеляжей и устройство их элементов	240
Хвостовое оперение и элероны	243
Параметры хвостового оперения	245
Состояние, прочность, живучесть и ресурс авиационной техники	247
2. Надежность	248
Факторы, влияющие на надежность авиационной техники	248
Концентраторы напряжений и начало их зарождения	249
Влияние качества поверхности на эксплуатационные свойства деталей	251
Начальное разрушение деталей в зависимости от вида нагружения	251
Замедленное разрушение деталей	252
Возвращающиеся деформации от внутренних напряжений	253
Температурные деформации	253
Несовершенство заклепочных и болтовых соединений и способы повышения их надежности	253
Остаточные (внутренние) напряжения	254
3. Методы контроля	255
Методы определения химического состава сплавов	255
Методы контроля давлением, электросопротивлением, пробами и другие	258
Металлографический метод	259
Микроструктура	260
Раскрытие трещин химическим травлением	261
Прочностные и механические характеристики материалов	261
Методы определения твердости материалов	265
Методы определения толщины покрытия	265
Повышение эксплуатационных свойств изделий	266
4. Лабораторные исследования отказов и неисправностей	267
Порядок отбора и отправки неисправных деталей и агрегатов на лабораторные исследования	267
Определение внешнего состояния детали	268
Определение взаимного расположения деталей агрегата	268
Снятие рабочих характеристик	269
Разборка агрегатов, дефектация и обмер деталей	269
Определение механических характеристик материалов	269
Металлографический анализ	269
Определение химического состава материала исследуемых деталей	270
Рентгеновское исследование материалов	270
Анализ результатов исследования	270
Воспроизведение характера разрушения	272
Напряжения, вызываемые изменением температуры	271
Лидерная эксплуатация авиационной техники и экономические факторы срока службы	271

5. Выбор материалов для деталей авиационных конструкций	272
Допускаемые напряжения	273
Механические свойства и применение жаропрочных алюминиевых сплавов, магниевых сплавов и авиационных сталей	274
Влияние способа заделки трубопроводов в опорах на их надежность	280
Потертости трубопроводов	282
Принцип безопасного разрушения конструкции летательного аппарата	283

Раздел IV. НЕКОТОРЫЕ СПРАВОЧНЫЕ СВЕДЕНИЯ И РАЗНЫЕ МАТЕРИАЛЫ (ГСМ, СТАЛИ И ДРУГИЕ) 285

1. Металлы 285

Физические свойства металлов	285
Химические свойства металлов	287
Механические свойства металлов и методы их определения	287
Характеристики сопротивления металлов деформации	288
Показатели пластичности металлов	289
Титан и его сплавы	289
Критерии закаливаемости и прокаливаемости стали	289

2. Топлива, масла и специальные жидкости 291

Эксплуатационные характеристики авиабензинов	291
Эксплуатационные характеристики некоторых топлив	291
Зарубежные сорта реактивных топлив	293
Таблица разгонки авиатоплив и некоторых углеводородов	293
Таблица индикаторов, определяющих наличие коррозионных веществ в топливах	294
Эксплуатационные характеристики антиобледенительных присадок для авиатоплив	294
Самовоспламенение авиатоплив и масел	295
Смеси нефтяных масел для ТВД	296
Зарубежные сорта масел для ТВД	296
Синтетические масла для самолетов и вертолетов с ТВД	297
Характеристики нефтяных масел для ТРД	297
Веретенное масло АУ для подвижных сочленений	298
Масло МВС для смазки манжет и уплотнений	298
Природные жиры для резиновых колец и кожаных замков	298
Антифрикционная смазка ЦИАТИМ-201	298
Эксплуатационные характеристики синтетических масел для ТРД	298
Температуростойкая графитная антифрикционная смазка НК-50	299
Антифрикционные смазки противоизносного действия	300
Антифрикционная смазка для агрессивной среды	301
Уплотнительная и герметизирующая смазка БУ	301
Уплотнительная смазка МГС	301
Смазка ЦИАТИМ-205 для резьбовых соединений	301
Кремнийорганическое масло для резиновых деталей	301
Гипоидные масла для редукторов и валов трансмиссий вертолетов	301
Эксплуатационные характеристики масла АМГ-10	302
Потери минеральными маслами эксплуатационных свойств	304
Жидкости, удаляющие обмерзания с авиационной техники	304
Антиобледенительные жидкости для летательных аппаратов	306
Моющие жидкости для очистки наружных и внутренних поверхностей летательных аппаратов	306
Термоиндикаторные краски для контроля температуры авиаколес	307

3. Различные справочные данные 308

Коэффициенты сухого трения некоторых материалов	308
Коэффициенты трения для разных видов контактов	308
Перевод скорости из километров в час в метры в секунду и наоборот	308

Зависимость числа M от скорости полета и температуры окружающего воздуха	309
Соотношение силы тяги и числа оборотов ТРД	309
Термические коэффициенты расширения твердых и жидких веществ	310
Контуры негабаритности железнодорожного транспорта для перевозки авиационной техники и порядок оформления документов	311
Средства наземного обслуживания авиационной техники	314
Международная система допусков и посадок ИСО	

Раздел V. ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ 317

1. Электроснабжение летательных аппаратов постоянным и переменным током. Эксплуатация систем электроснабжения 317

Электрические генераторы постоянного тока	317
Аппаратура, работающая в комплекте с генераторами постоянного тока	317
Совместная работа генераторов с аккумуляторной батареей	320
Эксплуатация систем электроснабжения постоянным током	321
Электрические генераторы переменного тока	321
Аппаратура, работающая с генераторами переменного тока	323
Эксплуатация систем электроснабжения переменным током	324
Химические источники тока	324
Эксплуатация аккумуляторных батарей	326
Предупреждение и устранение неисправностей аккумуляторных батарей	330
Авиационные преобразователи электрической энергии	332
Эксплуатация преобразователей электрической энергии	335
Аэродромные средства снабжения самолетных потребителей электроэнергией	335

2. Запуск и управление режимами работы силовых установок. Особенности эксплуатации систем запуска 338

Бортовые электрические устройства запуска силовых установок	338
Электрическое зажигание в авиационных двигателях	339
Эксплуатация систем запуска силовых установок	339
Электрические системы управления входными устройствами силовых установок	340

3. Электропривод бортовых устройств и особенности его эксплуатации 340

Электропривод топливных насосов и кранов	340
Электропривод в устройствах управления летательным аппаратом и его взлетно-посадочных устройств	340
Электропривод самолетных фар	345
Электроштекки, применяемые в авиационном электрооборудовании	345
Эксплуатация авиационных электроприводных устройств	348

4. Передача и распределение электрической энергии на летательных аппаратах 348

Электрическая сеть летательных аппаратов и ее эксплуатация	348
Предохранители и автоматы защиты электросетей	353
Защитная и коммутационная аппаратура	354
Меры безопасности при работе с электрооборудованием	359

5. Электрический обогрев и кондиционирование воздуха 359

Обогревательные устройства и вентиляторы	359
Электрические устройства систем кондиционирования воздуха кабин	360
Электрооборудование противообледенительных устройств	360

6. Системы пожарной сигнализации, пожаротушения, средств обнаружения и предупреждения пожара	361
Автоматика систем пожарной сигнализации	361
Автоматика систем пожаротушения	361
Автоматика средств обнаружения и предупреждения пожара	361
7. Электрические светотехнические и светосигнальные устройства и их эксплуатация	362
Осветительное оборудование	362
Внешнее светосигнальное оборудование	363
Внутреннее светосигнальное оборудование	364
Эксплуатация светотехнического оборудования	364
8. Пилотажно-навигационное оборудование летательных аппаратов	365
Манометрические и барометрические приборы	365
Система приема воздушных давлений	368
Гироскопические пилотажные и навигационные приборы	369
Централизованные системы измерения параметров внешней воздушной среды, режимов и параметров полета	370
Автопилоты и системы автоматического управления	370
Автоматы парирования колебаний летательного аппарата и аппаратура, работающая в комплекте с ними	374
Измерение и ограничение перегрузок, углов атаки и усилий в системе управления летательным аппаратом	374
Магнитные гироскопические компасы и курсовые системы	375
Командные пилотажно-навигационные системы	377
Астрономические навигационные устройства и системы	377
Инерциальные навигационные устройства и системы	378
Бортовые аналоговые и цифровые вычислительные устройства в системе навигации и управления полетом	378
Контрольно-записывающая аппаратура режимов полета	378
9. Контроль работы силовых установок, топливных, масляных, гидравлических и пневматических систем	379
Устройства и системы контроля работы силовых установок	379
Приборы и устройства контроля работы гидравлических и воздушных систем	379
Устройства контроля работы топливных и масляных систем	380
Устройства контроля параметров воздуха в герметических кабинах	380
Автоматы и системы измерения, управления выработкой топлива и центровкой летательного аппарата	381
10. Эксплуатация и обслуживание кислородного оборудования	382
Монтаж кислородных трубопроводов	383
Особенности заправки систем жидким кислородом	383
Проверка герметичности кислородных систем	384
Эксплуатация кислородных баллонов	384
Системы кислородной подпитки силовых установок	385
Меры безопасности при работе с кислородом	386
11. Радиооборудование внешней и внутренней связи и его эксплуатации	387
Связные и командные радиостанции	387
Аварийные радиостанции	387
Бортовые самолетные переговорные устройства	388
Радиоаппаратура речевых сообщений	389
Звукозаписывающие аппараты	390
Взаимосвязь оборудования при работе на самолете и помехи радиоприему	390
Эксплуатация радиооборудования внешней и внутренней связи	391

12. Радионавигационное оборудование	392
Панорамные радиолокационные станции	393
Допплеровские радиолокационные станции для измерения путевой скорости и угла сноса	395
Радиовысотомеры	395
Радиоастрономические навигационные устройства	396
Радиокомпасы	396
Дальномерные системы	397
Разностно-дальномерные (гиперболические) системы	398
Угломерно-дальномерные системы	398
13. Радиооборудования систем посадки летательных аппаратов	399
Упрощенные системы посадки (ОСП)	401
Радиомаячные курсо-гладисадные системы посадки	402
Радиолокационные системы посадки	404
Радиотехнические системы посадки аэропортов местных воздушных линий	405
14. Общие вопросы эксплуатации авиационного и радиоэлектронного оборудования	406
Электроснабжение радиоэлектронного оборудования	406
Эксплуатация антенных устройств радиоэлектронного оборудования	406
Особенности размещения радиооборудования на летательном аппарате	408
Эксплуатация электростатических разрядников и зарядосъемников	409
Смазки, применяемые при эксплуатации и ремонте авиационного и радиоэлектронного оборудования	410
Особенности зимней эксплуатации авиационного и радиоэлектронного оборудования	411
Предметный указатель	412

**Виктор Георгиевич Александров, Анатолий Владимирович Майоров,
Николай Павлович Патюков**

АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ СПРАВОЧНИК

Указатель составил *В. А. Шульцов*

Редактор *С. И. Лазаревич*

Технический редактор *Р. А. Иванова* Корректоры *С. Б. Назарова* и *В. Я. Кинареевская*

Сдано в набор 21/I 1975 г.

Подписано к печати 13/XI 1975 г.

Бумага 60×90¹/₁₆, тип. машиномел.

Печатных листов 27

Учетно-изд. листов 41,85. Тираж 30000 экз.

Т 18086. Изд. № 1-2-1/17 № 6897

Зак. тип. 154.

Цена 2 р. 38 к.

Изд-во «ТРАНСПОРТ», Москва, Басманный туп., 6а.

Московская типография № 4 Союзполиграфпрома при Государственном комитете Совета
Министров СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли
г. Москва, И-41, Б. Переяславская ул., дом 46

