

А. А. ЖАБРОВ

ТЕОРИЯ И ТЕХНИКА ПОЛЕТА

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСАРМ • МОСКВА

1951

ВЕСОЮЗНОЕ ДОБРОВОЛЬНОЕ ОБЩЕСТВО
СОДЕЙСТВИЯ АВИАЦИИ

6.62
№13

А. А. ЖАБРОВ

ТЕОРИЯ И ТЕХНИКА ПОЛЕТА

(практическая аэродинамика)

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ПОЛЕТ САМОЛЕТА

~~30/9~~
АЭРОДИНАМИКА
2/21

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСАРМ * МОСКВА—1951

Редактор *Э. Б. Микиртумов*

Техн. редактор *П. Дмитриев.*

Р-70366. Сдано в производство 8/XII 1950 г. Подписано к печати 21/IV 1951 г.
Бумага $70 \times 108^{1/16} - 7^{5/8}$ бумажных = 20,89 печатных листа.
Цена 9 р. 50 к. Заказ № 778

16-я типография Главполиграфиздата при Совете Министров Союза ССР.
Москва, Трехпрудный пер., 9.

ВВЕДЕНИЕ

Наиболее простым движением самолета является равномерно-прямолинейное движение, т. е. прямолинейный полет с постоянной скоростью. Для такого полета, согласно первому закону механики, необходимо равновесие действующих на самолет сил и равновесие моментов сил (т. е. сумма как тех, так и других должна равняться нулю). Эти условия обязательны независимо от того, горизонтальна траектория полета или наклонна к горизонту.

Прямолинейный полет с постоянной скоростью называют *установившимся полетом*. В первых трех главах мы рассмотрим установившийся горизонтальный полет, установившийся подъем и установившийся спуск и их различные режимы.

Режимом прямолинейного полета называется полет с определенной скоростью на определенном угле атаки, при определенном наклоне траектории полета к горизонту (траекторией полета является траектория движения центра тяжести самолета).

Для установления того или иного режима полета летчик имеет в своем распоряжении ручку управления рулем высоты и сектор газа, регулирующий тягу ВМГ (или РД). Изменяя рулем высоты угол атаки крыльев и соответственно ему регулируя тягу двигателя, летчик получает желаемую скорость полета и нужный наклон траектории полета к горизонту. При рассмотрении режимов прямолинейного полета мы будем это иметь в виду, но все другие вопросы управления самолетом пока опустим (они освещены в главе V).

Из сказанного следует, что пока мы можем не учитывать силы, действующие на органы управления. Все внимание мы посвятим сейчас главным силам, действующим на самолет в прямолинейном полете, исходя из условия равновесия этих сил. При этом помня и о втором обязательном условии—равновесии моментов, мы будем пока считать, что момент каждой из основных сил относительно центра тяжести самолета равен нулю, т. е. все эти силы приложены в центре тяжести. Дальше—в главе V—рассмотрим моменты всех действующих на самолет сил и равновесие моментов.

В последних главах разберем случаи неустановившегося и криволинейного полета самолета, когда, скажем, траектория прямолинейна, но скорость переменна (например, разбег при взлете, разгон и торможение в полете), или когда скорость более или менее постоянна, но траектория криволинейна (например, вираж, спираль), или, наконец, когда и траектория криволинейна и скорость переменна (петля и некоторые другие фигуры).

ГЛАВА I

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

§ 1. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ. / НАГРУЗКА НА КВАДРАТНЫЙ МЕТР ПЛОЩАДИ КРЫЛЬЕВ

Пусть самолет летит горизонтально и прямолинейно с постоянной скоростью V при угле атаки α (рис. 1)¹. Будем считать, что атмосфера спокойна и самолет летит без крена и скольжения.

На самолет действуют три главные силы: сила веса G , сила тяги P и полная аэродинамическая сила R самолета; последнюю удобнее заме-

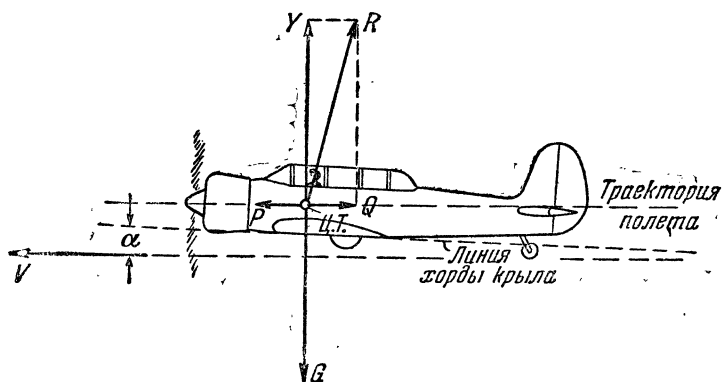


Рис. 1. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

нить ее составляющими—подъемной силой Y и лобовым сопротивлением самолета Q .

Сила веса направлена по вертикали вниз. Подъемная сила в данном случае направлена вертикально вверх (поскольку она всегда перпенди-

¹ Здесь и везде дальше под скоростью полета V подразумевается воздушная (техническая) скорость самолета, т. е. его скорость относительно воздушной среды.

кулярна вектору воздушной скорости), а сила лобового сопротивления направлена горизонтально против движения самолета. Силу тяги винта можно без большой погрешности считать параллельной направлению движения, т. е. горизонтальной. Все эти силы лежат в плоскости симметрии самолета. Из них сила веса приложена в центре тяжести самолета; но и другие силы, как сказано, можно пока считать тоже приложенными в центре тяжести.

Для равномерно-прямолинейного движения необходимо, чтобы силы были в равновесии (движение происходит по инерции, см. ч. I, § 7). Удобно рассматривать силы попарно. На рис. 1 видно, что силу веса G может уравновесить подъемная сила Y , а силу лобового сопротивления Q — тяга P .

Таким образом, для установившегося горизонтального полета необходимы два условия равновесия сил:

$$Y = G,$$

$$P = Q.$$

При отсутствии равенства этих сил движение будет или неравномерным, или криволинейным. Например, если увеличить тягу так, что она превысит лобовое сопротивление, то движение станет ускоренным до тех пор, пока лобовое сопротивление не возрастет настолько (вследствие увеличения скорости), что станет снова равным тяге, т. е. пока не наступит равновесие сил при некоторой большей скорости.

Нагрузка на квадратный метр площади крыльев. Равенство $Y = G$ показывает, что в горизонтальном полете крыло несет груз, равный весу самолета, т. е. каждый квадратный метр площади S крыла несет часть груза, которая в S раз меньше веса G . Это отношение $\frac{G}{S}$ называется нагрузкой на 1 м² площади крыльев. Обозначим ее буквой p ; таким образом

$$p = \frac{G}{S}.$$

Если, например, вес самолета $G = 2\,000$ кг и площадь крыла $S = 20$ м², то

$$p = \frac{2\,000 \text{ кг}}{20 \text{ м}^2} = 100 \text{ кг/м}^2.$$

У современных самолетов, в зависимости от их назначения, так называемая расчетная нагрузка колеблется в очень широких пределах. Например, учебные самолеты имеют обычно нагрузку не больше $30 \div 50$ кг/м², тогда как у истребителей она достигает 150 кг/м² и более. Заметим здесь, что расчетная нагрузка на квадратный метр площади крыльев соответствует *расчетному полетному весу* самолета, т. е. весу, исходя из которого ведут расчеты летных свойств данного самолета.

Расчетный полетный вес, площадь крыльев и расчетная нагрузка на квадратный метр площади крыльев самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 приведены в следующей таблице.

Самолеты	Полетный вес кг	Площадь крыльев м ²	Нагрузка на кв. метр кг/м ²
Як-18	1 050	17	62
УТ-2 (пилотажный вариант)	856	17,12	50
УТ-2 (связной вариант)	938	17,12	54,8
По-2	890	33,15	26,8

§ 2. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Выше мы нашли, что в горизонтальном полете подъемная сила должна равняться весу самолета. Следовательно, для осуществления горизонтального полета требуется такая скорость, при которой крылья самолета будут способны развить подъемную силу, равную весу самолета. Это не означает, что самолет может лететь горизонтально только с одной скоростью, но на любой скорости в горизонтальном полете *подъемная сила должна оставаться равной весу самолета*, т. е.

$$Y = G.$$

Подъемную силу развернуто можно записать так:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

а поскольку подъемная сила все время должна быть равна весу, то, следовательно,

$$G = c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Решая это уравнение относительно V^2 , получим:

$$V^2 = \frac{2G}{c_y \rho S},$$

откуда, извлекая корень, определим скорость:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}},$$

или

$$V = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_y}},$$

где p — нагрузка на 1 м² крыла $\frac{G}{S}$.

Подставляя в полученную формулу вес самолета в кг, площадь крыла в м² и величину плотности воздуха в кг сек²/м⁴, получим скорость в м/сек, потребную для горизонтального полета при этих данных.

Задача 1. Вес самолета $G=1\,000$ кг и площадь крыла $S=20$ м². Определить скорость, потребную для горизонтального полета у земли при некотором угле атаки α , если при этом угле атаки коэффициент $c_y=0,8$.

Решение. Подставляем данные задачи в формулу, считая, что плотность воздуха у земли $\rho = 0,125$:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000}{0,8 \cdot 0,125 \cdot 20}} \approx 31,6 \text{ м/сек.}$$

Переводим в км/час, для чего полученный результат умножаем на 3,6 (см. ч. 1, § 6). Тогда:

$$V = 31,6 \cdot 3,6 \approx 114 \text{ км/час.}$$

На потребную скорость влияют: коэффициент подъемной силы c_y , иначе говоря, угол атаки (поскольку c_y зависит от угла атаки), плотность воздуха ρ , иначе говоря, высота полета (поскольку плотность зависит главным образом от высоты) и нагрузка на квадратный метр крыльев

$$p = \frac{G}{S}.$$

Итак, запомним: *потребная для горизонтального полета скорость зависит от угла атаки, высоты полета и нагрузки на квадратный метр.* Далее мы рассмотрим влияние каждого из этих факторов отдельно.

По найденной выше формуле потребная для горизонтального полета скорость данного самолета (при тех или иных условиях) может быть легко определена, если имеется поляр самолета или кривая изменения коэффициента c_y по углу атаки. В первой части книги были приведены поляры самолетов УТ-2, Як-18 и По-2. Ради удобства даем их здесь повторно (поляра самолета Як-18 дана без разметки углов атаки, но зато дана кривая c_y по α). Пользуясь этими кривыми, решим следующие задачи.

Задача 2. Определить скорость самолета УТ-2, потребную для горизонтального полета у земли при угле атаки $\alpha = 3,5^\circ$ и полетном весе $G = 938$ кг.

Решение. По полюре самолета УТ-2 (рис. 2) находим, что при заданном угле атаки $3,5^\circ$ коэффициент подъемной силы $c_y = 0,65$. Подставляем это значение коэффициента c_y и значения веса G , плотности воздуха ρ у земли и площади крыльев S в формулу потребной скорости, а затем производим подсчет:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 938}{0,65 \cdot 0,125 \cdot 17,12}} \approx \sqrt{1346} \approx 36,7 \text{ м/сек}$$

или в км/час:

$$V \approx 36,7 \cdot 3,6 \approx 132 \text{ км/час.}$$

Задача 3. Определить потребную для горизонтального полета скорость самолета Як-18 у земли при угле атаки $\alpha = 3^\circ$ и полетном весе $G = 1050$ кг.

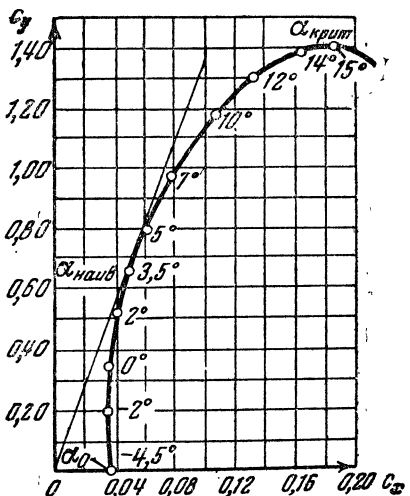


Рис. 2. Поляра самолета УТ-2

Решение. По кривой, показывающей, как изменяется у этого самолета коэффициент подъемной силы c_y в зависимости от угла атаки α (рис. 3), находим, что при $\alpha=3^\circ$ коэффициент $c_y=0,45$. Подставляя в формулу потребной скорости все нужные данные, получаем:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050}{0,45 \cdot 0,125 \cdot 17}} \approx \sqrt{2190} \approx 46,8 \text{ м/сек}$$

или в км/час:

$$V \approx 46,8 \cdot 3,6 \approx 168 \text{ км/час.}$$

Для самостоятельного решения даются три аналогичные задачи.

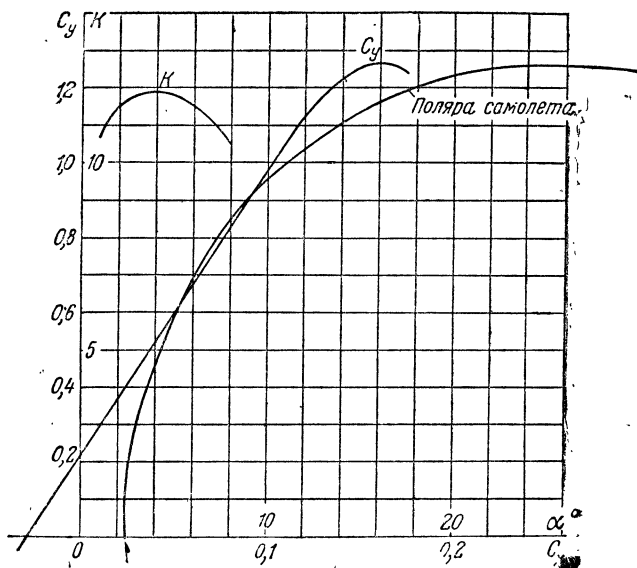


Рис. 3. Поляра самолета Як-18 и кривые c_y и K по α

Задача 4. Определить потребную для горизонтального полета скорость самолета Як-18 у земли при угле атаки $\alpha=1^\circ$ и полетном весе $G=1050$ кг.

Ответ: $V \approx 57,4 \text{ м/сек} \approx 207 \text{ км/час.}$

Задача 5. Вычислить потребную для горизонтального полета у земли скорость самолета УТ-2 при угле атаки $\alpha=2^\circ$ и полетном весе $G=856$ кг.

Ответ: $V \approx 41 \text{ м/сек} \approx 148 \text{ км/час.}$

Задача 6. Вычислить потребную для горизонтального полета у земли скорость самолета По-2 при угле атаки $\alpha=2^\circ$ и полетном весе $G=890$ кг. Для решения задачи воспользоваться поляррой самолета По-2 (рис. 4) или таблицей его коэффициентов, приведенной в 1-й части книги.

Ответ: $V \approx 35 \text{ м/сек} \approx 126 \text{ км/час.}$

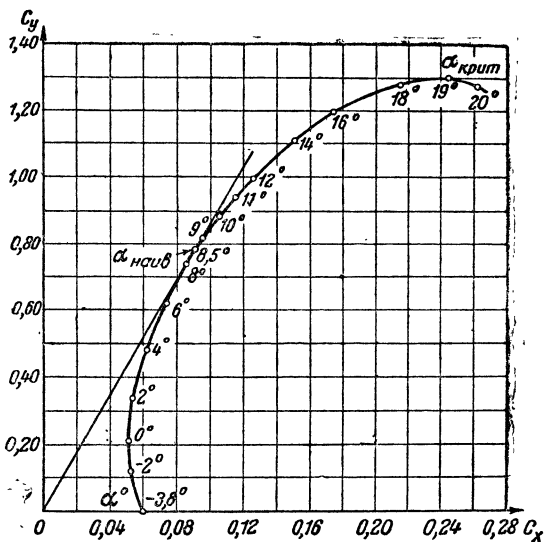


Рис. 4. Поляра самолета По-2

§ 3. ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ. НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ РАЗНЫХ СКОРОСТЯХ. МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

Рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета при разных углах атаки, считая высоту полета и нагрузку неизменными.

Предположим, что летчик уменьшил угол атаки, желая, однако, продолжать горизонтальный полет. При этом коэффициент C_y также уменьшится и, следовательно, уменьшится и подъемная сила. Но этого допустить нельзя, так как в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу самолета; поэтому, уменьшив угол атаки, летчик должен одновременно увеличить скорость так, чтобы подъемная сила осталась равной весу самолета. При большей скорости возрастет сопротивление, поэтому для увеличения скорости придется увеличить тягу винта, прибавив газ.

При увеличении угла атаки скорость, наоборот, должна быть уменьшена (уменьшен газ).

В справедливости сказанного легко убедиться, если взглянуть внимательно на формулу потребной скорости. Так как коэффициент подъемной силы находится в знаменателе, то ясно, что при уменьшении коэффициента (при уменьшении угла атаки) правая часть уравнения увеличится, следовательно, увеличится и потребная скорость. Наоборот, при увеличении коэффициента подъемной силы (при увеличении угла атаки) скорость уменьшится.

Из найденных положений следует:

1. Горизонтальный полет может быть осуществлен с разными скоростями, но для этого надо менять угол атаки.

2. В горизонтальном полете каждому углу атаки (каждому C_y) соответствует вполне определенная скорость (у данного самолета).

3. Чем меньше угол атаки, тем больше должна быть скорость (и наоборот).

Чтобы убедиться в справедливости этих выводов, решим следующую задачу.

Задача 7. Летчик осуществляет горизонтальный полет у земли на самолете, площадь крыльев которого $S=10 \text{ м}^2$ и полетный вес $G=1\,000 \text{ кг}$. Какая потребуется скорость при углах атаки $\alpha_1=0^\circ$, $\alpha_2=3^\circ$ и $\alpha_3=10^\circ$, которым соответствуют $c_{y1}=0,2$, $c_{y2}=0,6$ и $c_{y3}=1,0$.

Решение:

$$\text{При } \alpha_1 = 0^\circ: V_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,000}{0,2 \cdot 0,125 \cdot 40}} \approx 89,5 \text{ м/сек} \approx 322 \text{ км/час};$$

$$\text{при } \alpha_2 = 3^\circ: V_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,000}{0,6 \cdot 0,125 \cdot 40}} \approx 51,6 \text{ м/сек} \approx 186 \text{ км/час};$$

$$\text{при } \alpha_3 = 10^\circ: V_3 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,000}{1,0 \cdot 0,125 \cdot 40}} \approx 40 \text{ м/сек} \approx 144 \text{ км/час}.$$

Итак, изменяя рулем высоты угол атаки самолета, мы должны одновременно и соответственно изменить скорость полета путем изменения тяги винта.

В полете нас интересует не сам по себе угол атаки (который измерить мы не можем), а соответствующая ему скорость, судить о которой мы

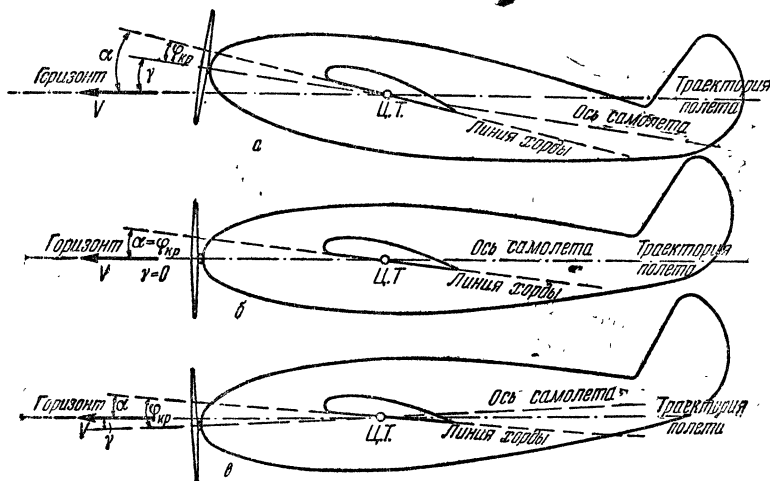


Рис. 5. Наклон самолета к горизонту в горизонтальном полете: а—малая скорость; б—некоторая средняя скорость; в—большая скорость

можем по показанию прибора; поэтому предыдущие строки можно перефразировать так: для изменения скорости (режима) горизонтального полета мы должны одновременно и соответственно изменить угол атаки самолета и тягу винта.

Наклон самолета к горизонту при разных скоростях. При выполнении горизонтального полета на разных углах атаки, т. е. с разными скоростями, положение самолета относительно горизонта будет различно.

Оно определяется углом наклона самолета γ , который составляет продолжная ось самолета с горизонталью (рис. 5). Из рисунка видно, что

$$\gamma = \alpha - \varphi_{кр}.$$

На рис. 5 показаны три характерных положения самолета в горизонтальном полете: α —угол атаки больше угла установки крыла (малая скорость); β —угол атаки равен углу установки (некоторая средняя скорость); γ —угол атаки меньше угла установки (большая скорость).

Из этих рисунков видно, что наклон самолета равен нулю только в том случае, когда угол атаки равен углу установки, т. е. только при одной скорости. А из этого следует также и то, что в горизонтальном полете направление силы тяги винта совпадает с траекторией только на одной скорости. Этот случай и был взят нами при рассмотрении сил, действующих на самолет в горизонтальном полете. В остальных же случаях направление

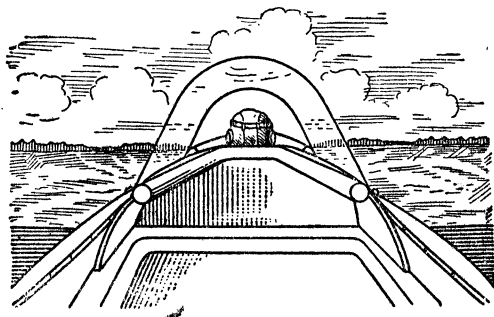


Рис. 6 Положение капота самолета УТ-2 в горизонтальном полете на скорости 140 км/час (средняя скорость)

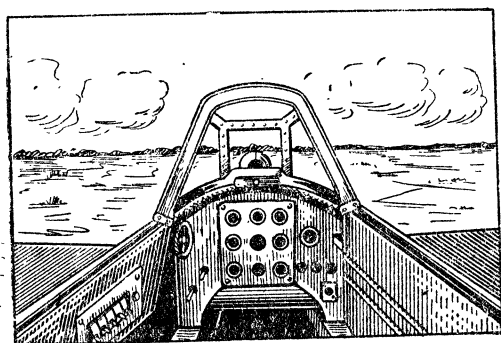


Рис. 7. Положение капота самолета Як-18 в горизонтальном полете на скорости 150 км/час (средняя скорость)

на самолет в горизонтальном полете. В очевидном, составляет с траекторией полета малый угол, что ведет к небольшому увеличению потребной тяги.

Из сказанного ясно, что угол наклона самолета к горизонту находится в определенной зависимости от скорости полета (воздушной скорости).

Об угле наклона самолета к горизонту летчик может судить по положению верхнего края капота относительно линии горизонта (рис. 6, 7 и 8), в особенности, если капот параллелен оси самолета.

Связь между углом атаки, скоростью горизонтального полета и углом наклона самолета к горизонту следует хорошо усвоить. Поэтому даем еще рис. 9, показывающий положения самолета в горизонтальном полете при разных скоростях.

Положение I примерно соответствует полету с максимальной скоростью. *Максимальная скорость*—это наибольшая скорость, которую может развить данный самолет в горизонтальном полете на данной высоте при полной мощности его ВМГ. Максимальная скорость зависит от тяговой мощности ВМГ (или РД), от аэродинамического качества самолета и нагрузки на квадратный метр крыльев. Так как на максимальной скорости

сильно изнашивается мотор, то на практике часто пользуются немного меньшей скоростью (положение II), которую иногда называют крестерской. Положения III и IV примерно соответствуют двум характерным

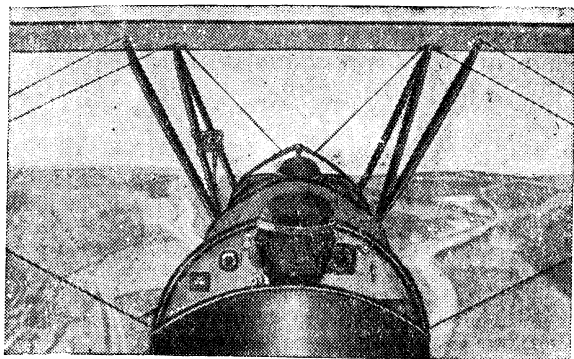


Рис. 8. Положение капота самолета По-2 в горизонтальном полете на скорости 100 км/час (средняя скорость)

скоростям — наивысшей и экономической (об этих скоростях будет сказано дальше). Из рисунка видно, что чем меньшую скорость надо получить, тем больше надо увеличивать угол атаки. Самый большой угол атаки достигается при полете с так называемой минимальной скоростью (положение V). Эта скорость весьма характерна для самолета и надо теперь же сказать о ней подробнее.

Минимальная скорость.

Минимальной скоростью данного самолета называется наименьшая скорость, с которой этот самолет еще может совершать горизонтальный полет. Невозможность летать со скоростью меньше минимальной объясняется тем, что уменьшение скорости достигается за



Рис. 9. Примерные положения самолета в горизонтальном полете на разных скоростях — от максимальной до минимальной

счет увеличения коэффициента подъемной силы c_y , а получить коэффициент c_y больше максимального, т. е. больше $c_{y\text{макс}}$ нельзя. Величину минимальной скорости можно, следовательно, вычислить по формуле:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{макс}} \rho}}$$

или

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2p}{\rho c_{y\text{макс}}}},$$

где p — нагрузка на 1 м² крыла.

Это так называемая теоретическая минимальная скорость, соответствующая полету на критическом угле атаки. Однако летать на этой скорости не рекомендуется, так как на критическом угле атаки самолет имеет склонность сваливаться на крыло и плохо управляется (сваливание на крыло опасно при полете на малой высоте над землей). Поэтому обычно не доводят угол атаки до критического (за исключением отдельных случаев, о которых будет сказано в своем месте). Практически

допустимой минимальной скоростью является, следовательно, несколько бо́льшая скорость, чем теоретически минимальная. Считают, что она соответствует приблизительно $0,75 c_{y\text{макс}}$. Тогда практически допустимая минимальная скорость будет:

$$V_{\text{мин. пр}} = 1,15 \cdot V_{\text{мин.}}$$

Например, у некоторого самолета $V_{\text{мин}} = 100 \text{ км/час}$; тогда $V_{\text{мин. пр}} = 1,15 \cdot 100 = 115 \text{ км/час}$.

Вычислим теперь скорости $V_{\text{мин}}$ и $V_{\text{мин. пр}}$ самолетов Як-18, УТ-2 и По-2. Для этого решим задачи.

Задача 8. Определить теоретическую минимальную скорость и практически допустимую минимальную скорость самолета Як-18 в горизонтальном полете у земли при полетном весе $G = 1\,050 \text{ кг}$.

Решение. По кривой c_y по α этого самолета (рис. 3) находим, что $c_{y\text{макс}} = 1,27$. Определяем минимальную скорость:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1\,050}{1,27 \cdot 0,125 \cdot 17}} \approx \sqrt{778} \approx 27,9 \text{ м/сек} \approx 100 \text{ км/час}.$$

Определяем практически допустимую минимальную скорость:

$$V_{\text{мин. пр}} \approx 1,15 \cdot 100 \approx 115 \text{ км/час}.$$

Задача 9. Определить теоретическую минимальную скорость и практически допустимую минимальную скорость самолета УТ-2 у земли при полетном весе $G = 938 \text{ кг}$.

О т в е т: $V_{\text{мин}} = 90 \text{ км/час};$
 $V_{\text{мин. пр}} = 104 \text{ км/час}.$

Задача 10. Определить теоретическую минимальную скорость и практически допустимую минимальную скорость самолета По-2 в горизонтальном полете у земли при полетном весе $G = 890 \text{ кг}$.

О т в е т: $V_{\text{мин}} \approx 65 \text{ км/час};$
 $V_{\text{мин. пр}} \approx 75 \text{ км/час}.$

Формула минимальной скорости и решенные задачи показывают, что минимальная скорость сильно зависит от нагрузки на квадратный метр крыльев $\frac{G}{S}$, а именно, с увеличением нагрузки на квадратный метр минимальная скорость растет. Это важно помнить для понимания летных свойств самолета. Поэтому даем таблицу, в которой для сравнения помещены значения $\frac{G}{S}$ и $V_{\text{мин}}$ учебного планера, самолетов По-2, УТ-2, Як-18 и самолета-истребителя.

Нагрузка на 1 м² крыльев и минимальная скорость различных самолетов

Тип самолета	$\frac{G}{S} \text{ кг/м}^2$	$V_{\text{мин}} \text{ км/час}$
Планер учебный (примерно)	15	50
По-2	27	65
УТ-2	54	90
Як-18	62	100
Истребитель (примерно)	180	200

§ 4. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА. МИНИМАЛЬНАЯ ПОТРЕБНАЯ ТЯГА И НАИВЫГОДНЕЙШАЯ СКОРОСТЬ

Как известно из предыдущего, в горизонтальном полете лобовое сопротивление равно потребной тяге: $Q = P_{\text{п}}$; если вспомнить также, что в горизонтальном полете подъемная сила равна весу самолета, т. е. $Y = G$, то, поделив второе равенство на первое, получим:

$$\frac{Y}{Q} = \frac{G}{P_{\text{п}}}.$$

Но

$$\frac{Y}{Q} = \frac{c_y}{c_x} = K.$$

Подставляя, получим:

$$\frac{G}{P_{\text{п}}} = K.$$

Откуда:

$$P_{\text{п}} = \frac{G}{K},$$

т. е. *потребная для горизонтального полета тяга на некотором угле атаки α равна весу самолета, деленному на его аэродинамическое качество при этом угле атаки.*

Пример. Вес самолета $G = 2\,000$ кг и качество $K = 10$. Определить потребную тягу. Находим:

$$P_{\text{п}} = \frac{2\,000 \text{ кг}}{10} = 200 \text{ кг}.$$

Чем меньше вес самолета и чем больше его качество, тем меньшая тяга требуется для осуществления горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки; следовательно, при изменении угла атаки будет изменяться качество, а значит и потребная тяга. Поэтому для определения потребной тяги при заданном угле атаки надо предварительно найти соответствующее ему аэродинамическое качество самолета.

В 1-й части книги были даны кривые качества самолетов Як-18, УТ-2 и По-2. Ради удобства даем эти кривые здесь повторно (рис. 10, 11 и 12). Пользуясь ими, решим задачи.

Задача 11. Определить тягу, потребную для горизонтального полета самолета Як-18 при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ и полетном весе $G = 1\,050$ кг.

Решение. По кривой качества самолета Як-18 находим, что при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ качество $K = 11,5$. Тогда потребная тяга будет:

$$P_{\text{п}} = \frac{1\,050}{11,5} \approx 91 \text{ кг}.$$

Задача 12. Определить тягу, потребную для горизонтального полета самолета УТ-2 при $\alpha = 6^\circ$ и $G = 856$ кг.

О т в е т: $P_{\text{п}} \approx 71 \text{ кг}.$

Задача 13. Определить тягу, потребную для горизонтального полета самолета По-2 при $\alpha = 6^\circ$ и $G = 890$ кг.

О т в е т: $P_{\text{н}} \approx 111$ кг.

В наших задачах не указана высота полета по той причине, что при малых и умеренных скоростях полета высота не влияет на потребную тягу.

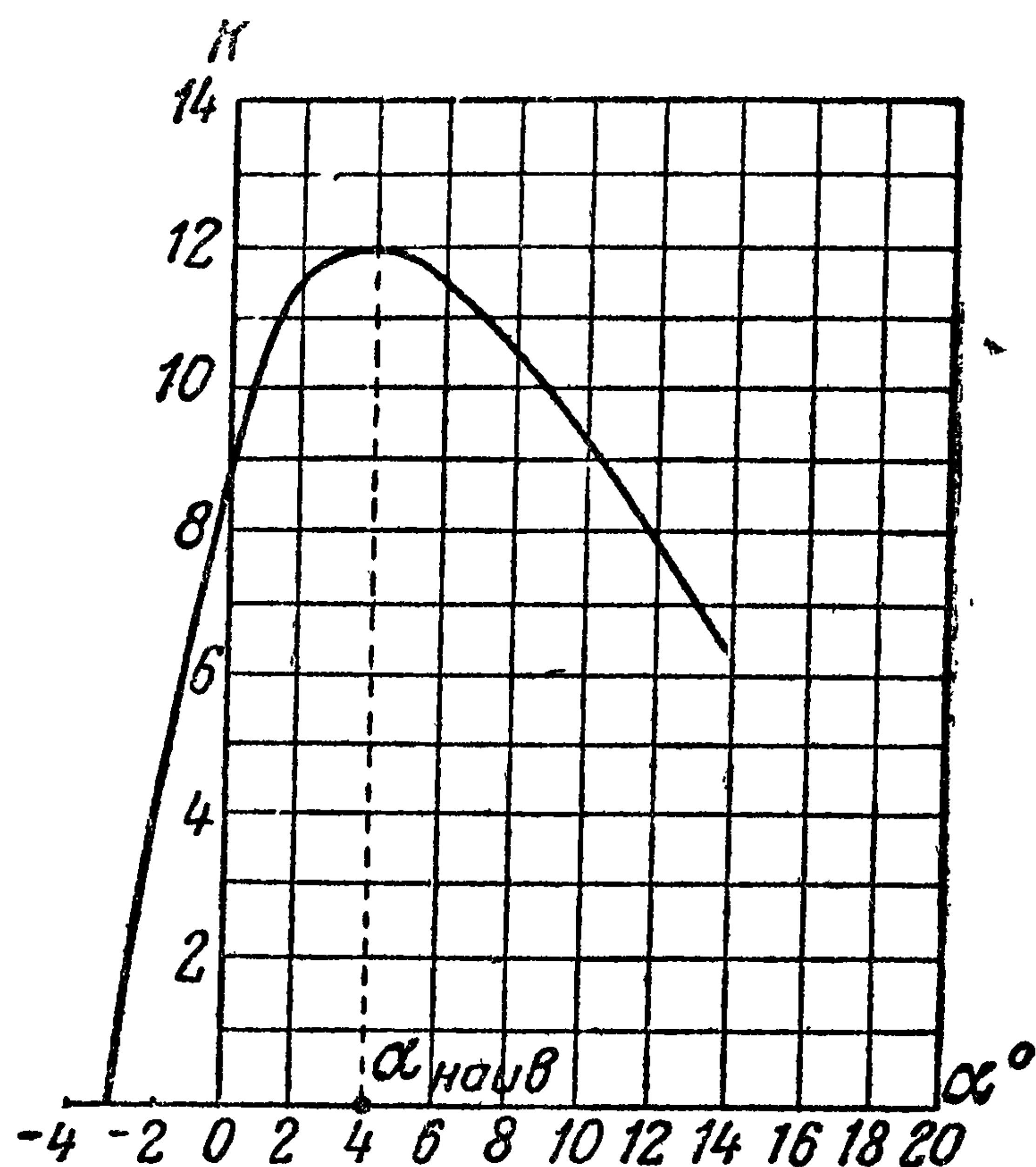


Рис. 10. Изменение качества самолета Як-18 в зависимости от угла атаки

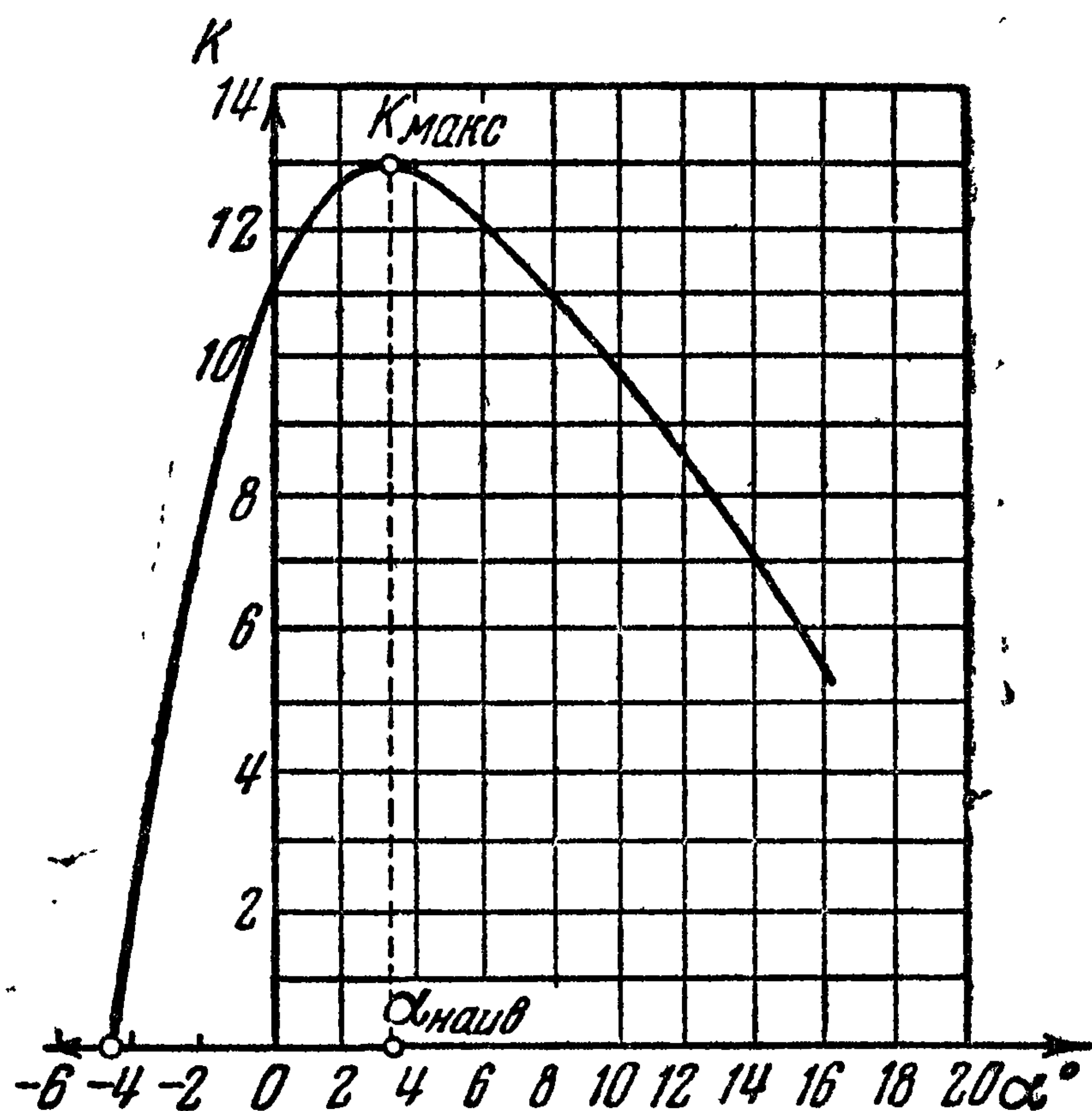


Рис. 11. Изменение качества самолета УТ-2 в зависимости от угла атаки

Качество самолета K зависит только от коэффициентов c_y и c_x , а на них высота полета при малых и умеренных скоростях не влияет. Следовательно, при умеренных скоростях потребная тяга от высоты полета не зависит.

Теперь стало ясно, что потребная для горизонтального полета тяга зависит лишь от веса самолета и угла атаки, а при неизменном весе — только от угла атаки. Но в горизонтальном полете каждому углу атаки, как нам известно, соответствует у данного самолета вполне определенная воздушная скорость; следовательно, в конечном счете потребная тяга при неизменном весе зависит от воздушной скорости самолета.

Минимальная потребная тяга и наивыгоднейшая скорость. Невольно возникает вопрос: если тяга, потребная для горизонтального полета, зависит от скорости, то на какой скорости при неизменном весе потребуется в горизонтальном полете минимальная тяга? Очевидно, это будет тогда, когда качество будет максимальным, т. е.

$$P_{\text{мин}} = \frac{G}{K_{\text{макс}}}.$$

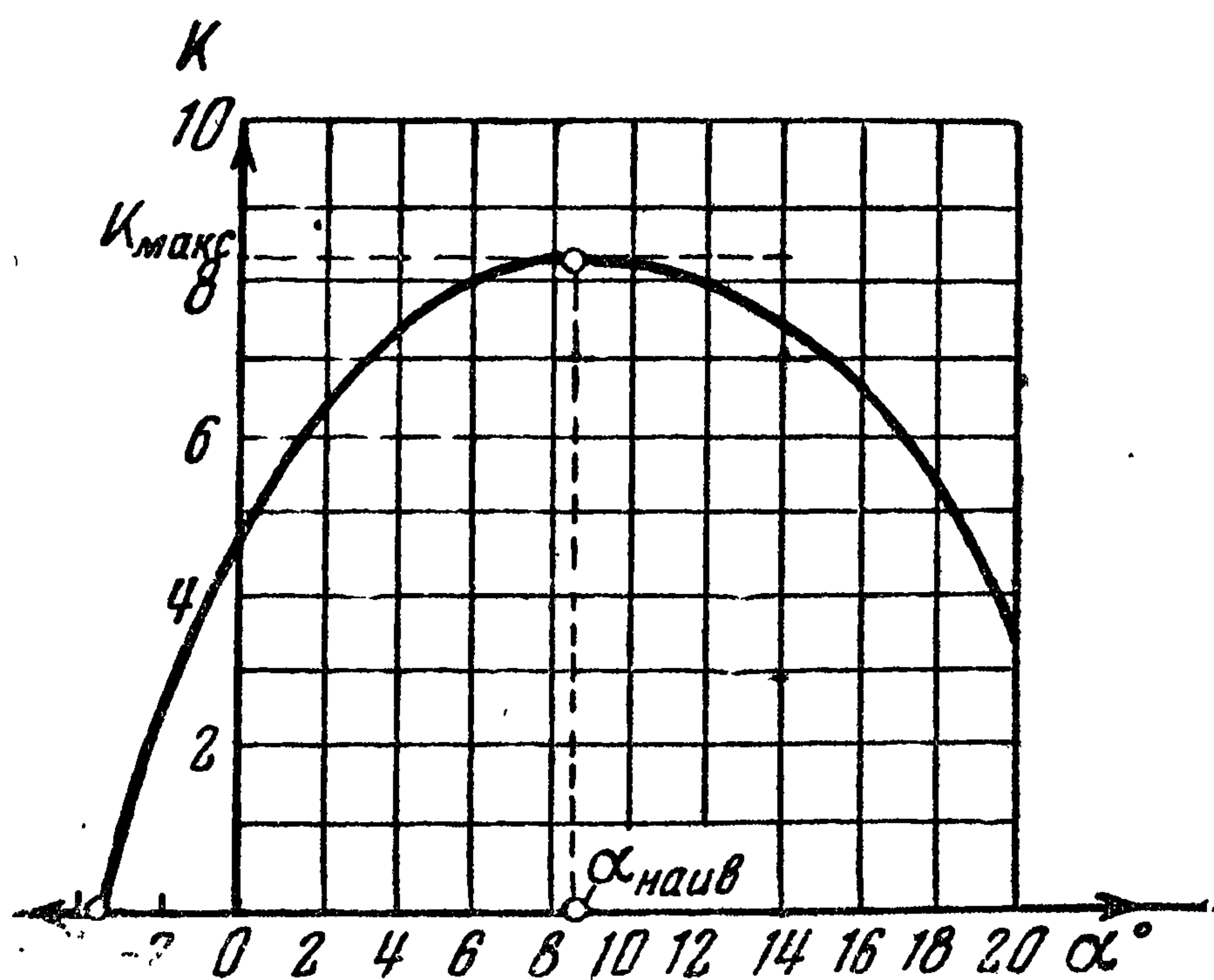


Рис. 12. Изменение качества самолета По-2 в зависимости от угла атаки

Как известно, качество самолета достигает максимума при наивыгоднейшем угле атаки. Следовательно, *минимальная тяга потребуется в полете с наивыгоднейшим углом атаки*. А так как в горизонтальном полете тяга равна лобовому сопротивлению, то и *лобовое сопротивление при наивыгоднейшем угле атаки будет минимальным*. Это следует твердо помнить.

Воздушная скорость, соответствующая этому углу атаки, называется *наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета*.

Посмотрим, какие основания имеются для такого названия.

При наивыгоднейшем угле атаки требуется минимальная тяга, значит и совершаемая самолетом работа на 1 км пути будет минимальной, поэтому и расход топлива на 1 км пути (так называемый километровый расход) должен был бы получиться минимальным, следовательно, дальность полета при данном запасе топлива—максимальной. Но в действительности получается не совсем так. Дело в том, что километровый расход топлива был бы при наивыгоднейшей скорости минимальным, если бы мотор и винт работали без потерь (что невозможно) или, по крайней мере, если бы их потери были минимальны при наивыгоднейшей скорости. Но мотор работает наиболее выгодно, с наибольшим к. п. д., т. е. с минимальным удельным расходом топлива при несколько бóльших оборотах, чем те, которые требуются при наивыгоднейшей скорости.

Точно так же винт работает наиболее выгодно, с наибольшим к. п. д. на больших скоростях, близких к максимальной (это справедливо, правда, только в отношении ВФШ). Вследствие этих причин минимальный километровый расход топлива получается на скорости бóльшей, чем наивыгоднейшая. Эту скорость, обеспечивающую максимальную дальность полета, называют режимом максимальной дальности (подробнее см. гл. II).

В заключение решим следующие задачи.

Задача 14. Определить наивыгоднейшую скорость у земли самолета Як-18 при полетном весе $G=1\,050$ кг.

Решение. По кривой качества самолета Як-18 видим, что $\alpha_{\text{наив}}=4^\circ$; при этом угле, как показывает кривая c_y по α (рис. 3), коэффициент $c_{y\text{наив}}=0,52$. Вычисляем наивыгоднейшую скорость:

$$V_{\text{наив}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050}{0,52 \cdot 0,125 \cdot 17}} \approx 43 \text{ м/сек} \approx 155 \text{ км/час}.$$

Задача 15. Определить наивыгоднейшую скорость у земли самолета УТ-2 при полетном весе $G=938$ кг.

О т в е т: $V_{\text{наив}} \approx 133 \text{ км/час}$.

Задача 16. Определить наивыгоднейшую скорость у земли самолета По-2 при полетном весе $G=890$ кг.

О т в е т: $V_{\text{наив}} \approx 85 \text{ км/час}$.

§ 5. ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ ТЯГИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ

В предыдущем параграфе уже было выяснено, что потребная для горизонтального полета тяга зависит от скорости полета. Графическое изображение этой зависимости, т. е. кривая тяги по скорости, носит название *кривой потребных тяг*.

Метод построения кривой потребных тяг вкратце заключается в следующем. Пользуясь формулами для V и P_n , вычисляют скорости и тяги, потребные для горизонтального полета данного самолета при различных углах атаки. По полученным результатам строят кривую; для этого на горизонтальной оси координат (точнее—оси абсцисс) откладывают в произвольном масштабе скорости (рис. 13), а на вертикальной оси (точнее—оси ординат) потребные тяги; затем восстанавливают к осям перпендикуляры и около точек их пересечения надписывают соответствующие углы атаки¹. Соединив полученные точки плавной линией, получают искомую кривую. На рис. 14 дана такая кривая P_n для самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81 при полетном весе самолета $G=1\ 050\ \text{кг}$.

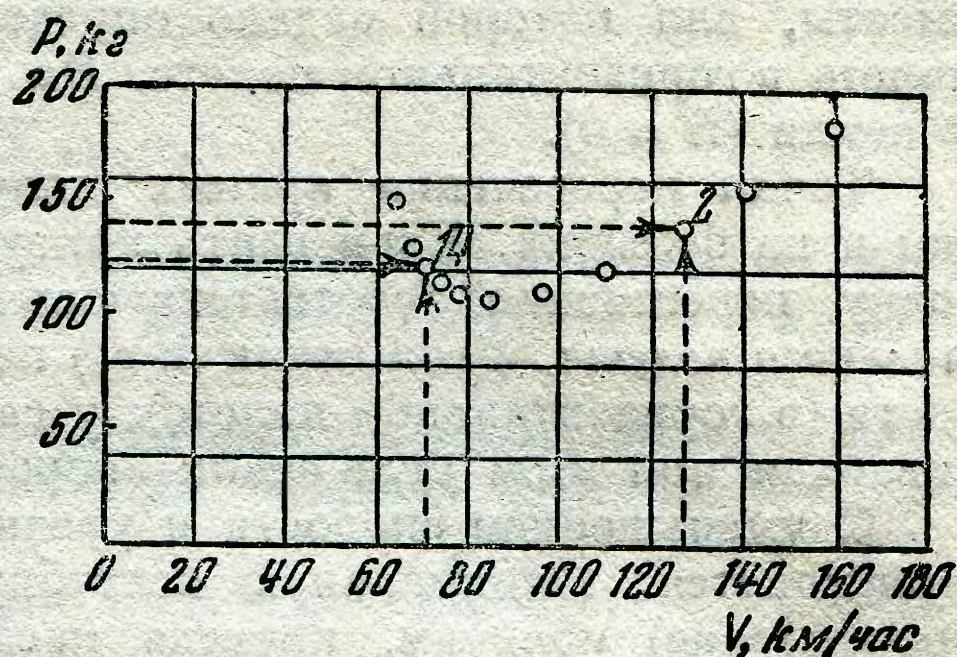


Рис. 13. Построение кривой потребных тяг

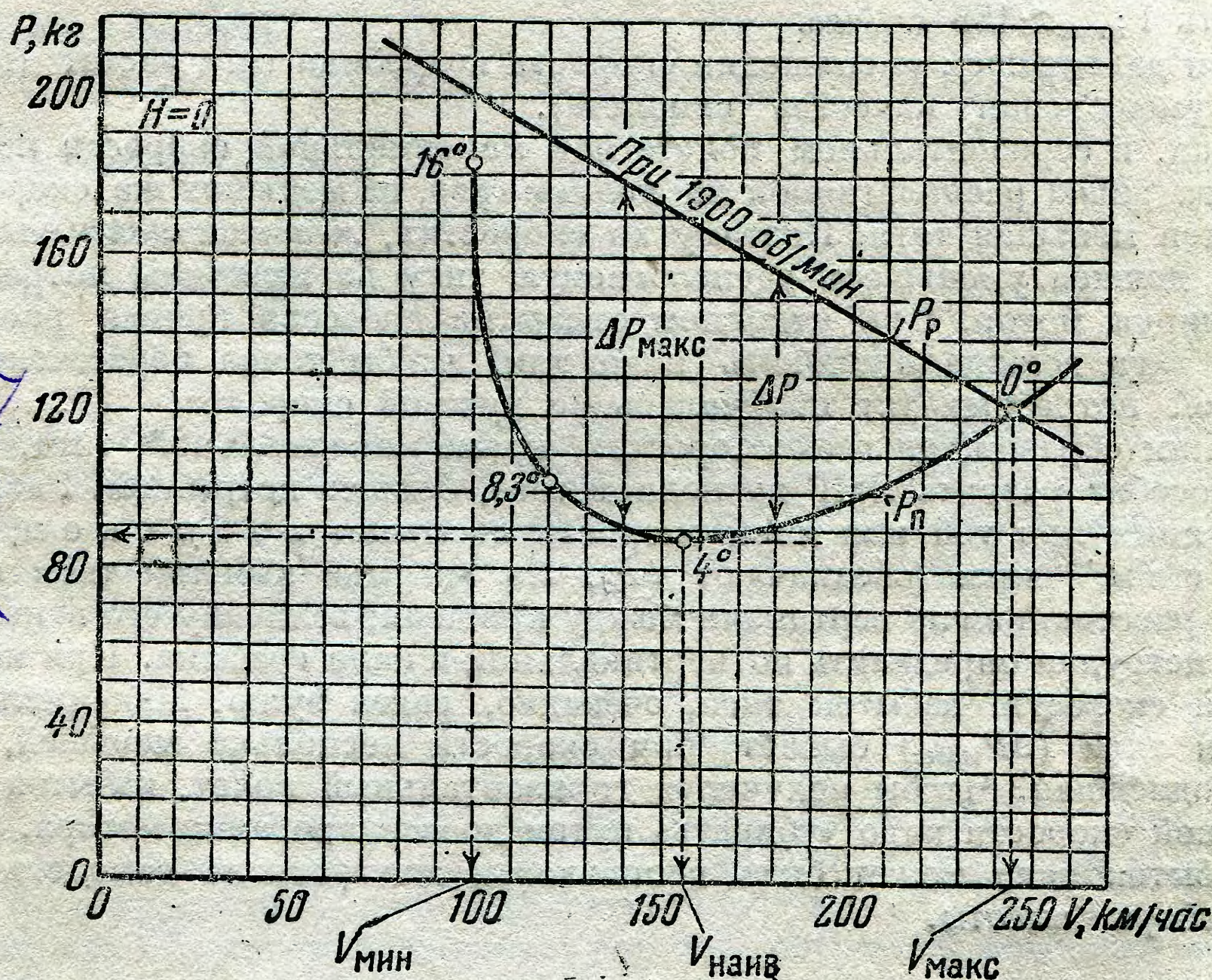


Рис. 14. Потребные и располагаемые тяги в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81 (полетный вес самолета $G=1\ 050\ \text{кг}$)

¹ Напомним, что для определения положения точки на плоскости пользуются двумя взаимно перпендикулярными осями координат, из которых одна (на чертеже горизонтальная) называется о с ь ю а б с ц и с с, а другая (на чертеже—вертикальная)—о с ь ю о р д и н а т. Точка пересечения осей называется н а ч а л о м к о о р д и н а т.

Потребные и располагаемые тяги. Чтобы определить, при каких скоростях возможен горизонтальный полет данного самолета, на кривую потребных тяг наносят кривую тяги данной ВМГ по скорости полета (характеристику ВМГ по тяге). Тягу ВМГ называют располагаемой тягой (P_p). Располагаемая тяга зависит от высоты полета, и ее надо брать для той высоты, для которой задано определить летные свойства данного самолета в горизонтальном полете. На рис. 14 кривая P_p взята для полета у земли ($H=0$).

Точки пересечения кривых получаются как на малых скоростях, так и на больших. Если взять кривую P_p при полном газе, то получим точку пересечения, соответствующую *максимальной скорости горизонтального полета*. Угол атаки (и c_y) получается самым малым на этой скорости (в горизонтальном полете); у самолета Як-18 он близок к 0° , а развиваемая при этом угле атаки скорость $V_{\max} \approx 244$ км/час.

С уменьшением скорости и увеличением угла атаки потребная тяга уменьшается. Минимальную потребную тягу (минимальное лобовое сопротивление) получим, проведя касательную к кривой, параллельную оси скоростей; точка касания отметит *наивыгоднейший угол атаки*, которому соответствует наивыгоднейшая скорость; у самолета Як-18 скорость $V_{\text{наиб}} \approx 155$ км/час.

При дальнейшем уменьшении скорости потребная тяга растет (вследствие уменьшения качества самолета).

Итак, в горизонтальном полете при максимальной скорости потребная тяга равна располагаемой на полном газе, на меньших же скоростях требуется меньшая тяга. Поэтому на скоростях, *меньших максимальной*, летчик должен уменьшать располагаемую тягу до величины потребной, дросселируя мотор. При неполном открытии дросселя кривая располагаемой тяги должна проходить ниже так, чтобы точка пересечения ее с кривой потребных тяг получалась на нужной скорости.

Таким образом, на всех скоростях, кроме максимальной, тяга, которую способна развить ВМГ на полном газе, больше потребной. Разность между ними при той или иной скорости называют *избытком*, или *запасом*, тяги (обозначают ΔP). На графике избыток тяги выражается расстоянием по вертикали между кривыми; величину его в каждом случае нетрудно определить по вертикальной шкале графика. При максимальной скорости избыток тяги, очевидно, равен нулю. Максимальный избыток тяги ($\Delta P_{\max}$) бывает при скорости несколько меньшей, чем наивыгоднейшая. Чтобы получился горизонтальный полет, избыток тяги на данной скорости надо «убирать» путем дросселирования мотора.

Избыток тяги может быть использован для разгона самолета или для набора высоты.

§ 6. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА. МИНИМАЛЬНАЯ ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ И ЭКОНОМИЧЕСКАЯ СКОРОСТЬ

Найдем теперь мощность, требующуюся для горизонтального полета. Эту мощность будем называть *потребной мощностью* и обозначать N_n . Мощность—это работа силы в 1 секунду, она равна произведению силы на проходимый телом в 1 секунду путь (т. е. скорость).

Следовательно, потребная мощность равна произведению потребной тяги на скорость полета. Если мощность выразить в лошадиных силах, тогда получим:

$$N_{\Pi} = \frac{P_{\Pi} V}{75} \text{ (л. с.)},$$

а так как в горизонтальном полете $P_{\Pi} = Q$, то

$$N_{\Pi} = \frac{QV}{75} \text{ (л. с.)}.$$

По этой формуле мы можем найти потребную мощность, предварительно вычислив скорость и потребную при этой скорости тягу по ранее приведенным формулам.

Задача 17. Вычислить потребную для горизонтального полета у земли мощность, если вес самолета $G = 2500$ кг, площадь крыльев $S = 10$ м², $c_y = 0,4$ и $c_x = 0,04$.

Решение. Скорость полета получится такой:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2500}{0,4 \cdot 0,125 \cdot 10}} = 100 \text{ м/сек.}$$

Качество самолета

$$K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{0,4}{0,04} = 10.$$

Тогда потребная тяга

$$P_{\Pi} = Q = \frac{G}{K} = \frac{2500}{10} = 250 \text{ кг}$$

и потребная мощность

$$N_{\Pi} = \frac{QV}{75} = \frac{250 \cdot 100}{75} = 333 \text{ л. с.}$$

Формула показывает, что потребная мощность зависит от тех же факторов, от которых в отдельности зависят скорость и лобовое сопротивление. Но важно выяснить, как зависит от этих факторов потребная мощность. Для выяснения этого сначала подставим в формулу развернутое выражение лобового сопротивления. Получим:

$$N_{\Pi} = \frac{c_x S \frac{\rho V^2}{2} \cdot V}{75} = \frac{c_x S \rho V^3}{150}.$$

Эта формула показывает, что *потребная для горизонтального полета мощность прямо пропорциональна кубу скорости* (в то время как потребная тяга пропорциональна квадрату скорости).

Теперь подставим в основную формулу потребной мощности значение потребной тяги, выраженное через вес и качество, и значение скорости. Получим:

$$N_{\Pi} = \frac{\frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}}{75}.$$

Эту формулу можно написать иначе. В числителе стоят дробные величины, поэтому перенесем их знаменатели в общий знаменатель (за

исключением площади крыла S), причем для удобства разобьем множители в знаменателе на две группы так, чтобы формула приняла следующий вид:

$$N_{\pi} = \frac{G \sqrt{2 \frac{G}{S}}}{75 \sqrt{\rho}} \cdot \frac{1}{K \sqrt{c_y}}.$$

Эта формула показывает, что:

1) потребная мощность увеличивается с уменьшением плотности воздуха ρ , т. е. с увеличением высоты полета;

2) потребная мощность будет тем больше, чем больше будут вес самолета G и нагрузка на квадратный метр крыльев $\frac{G}{S}$;

3) потребная мощность будет тем меньше, чем больше будет величина $K \sqrt{c_y}$, которую иногда называют аэродинамическим коэффициентом мощности и записывают так:

$$K \sqrt{c_y} = \frac{c_y \sqrt{c_y}}{c_x} = \frac{c_y^{1,5}}{c_x}.$$

Если мы будем рассматривать горизонтальный полет данного самолета при неизменных G и ρ , то потребная мощность будет зависеть только от аэродинамического коэффициента мощности $K \sqrt{c_y}$, т. е. от угла атаки, или, иначе говоря, от скорости полета (поскольку каждому углу атаки у данного самолета соответствует определенная скорость). Этот вывод нам сейчас понадобится.

Минимальная потребная мощность и экономическая скорость. Часто возникает практически важный вопрос: при каком угле атаки, при какой скорости горизонтального полета потребная мощность минимальна? Если вес данного самолета остается неизменным, то из формулы потребной мощности вытекает, что минимальная мощность соответствует максимальному значению коэффициента мощности $K \sqrt{c_y}$.

Угол атаки, при котором коэффициент мощности достигает максимальной величины, называется экономическим, а соответствующая ему скорость горизонтального полета — экономической скоростью. Название это объясняется вот чем.

Мощность есть секундная работа. Следовательно, чем меньше расходуемая мощность, тем меньше расход топлива (так называемый часовой расход) и тем продолжительнее полет. Отсюда может показаться, что при экономической скорости, которой соответствует минимальная потребная мощность, мы получим наибольшую продолжительность полета. Но это не совсем так. Дело в том, что расход топлива зависит не от потребной, а от расходуемой мощности, последняя же больше потребной вследствие потерь в работе мотора и винта, причем эти потери — и это главное — при экономической скорости не минимальны, так как мотор и винт (ВФШ) с наибольшими к. п. д. работают на скоростях, значительно больших, чем экономическая. Поэтому минимальный расход топлива получается на скорости, несколько большей, чем экономическая. Эту скорость называют режимом максимальной продолжительности полета (подробнее см. гл. II).

Для самостоятельного решения даем две задачи.

Задача 18. Самолет имеет площадь крыльев $S = 30 \text{ м}^2$ и полетный вес $G = 3000 \text{ кг}$. Определить мощность, потребную для горизонтального полета у земли; $c_y = 0,4$ и $c_x = 0,04$.

Ответ: $N_{\Pi} \approx 250 \text{ л. с.}$

Задача 19. Для того же самолета и той же высоты определить экономическую скорость и минимальную потребную мощность, если $c_{y \text{ эк}} = 0,8$ и $c_x = 0,06$.

Ответ: $V_{\text{эк}} \approx 162 \text{ км/час}$; $N_{\Pi} \approx 108 \text{ л. с.}$

§ 7. ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТИ ОТ СКОРОСТИ. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ МОЩНОСТИ

Если рассматривать горизонтальный полет одного и того же самолета, считая его вес и высоту полета неизменными, то, как сказано выше, потребная мощность будет зависеть только от скорости полета. Эту зави-

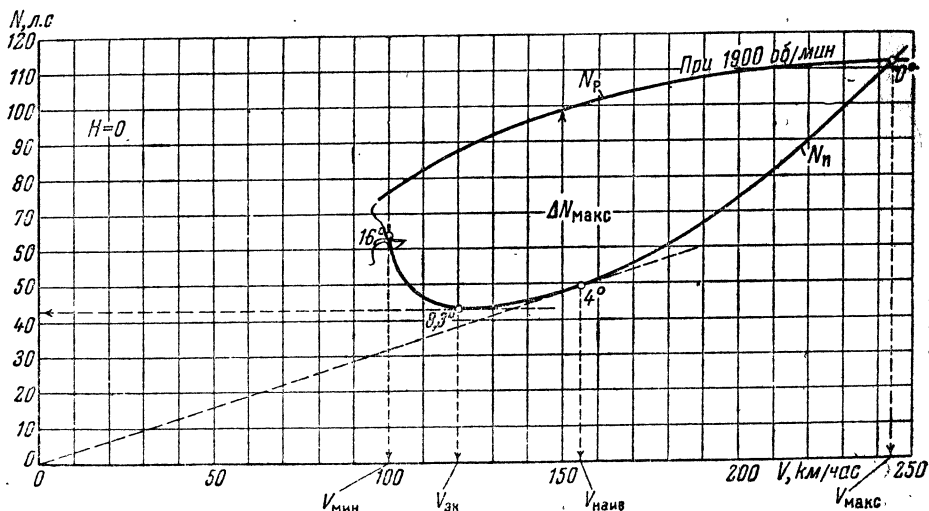


Рис. 15. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81 (полетный вес $G = 1\,050 \text{ кг}$)

симость принято изображать графически, причем получаемую кривую называют кривой потребных мощностей; строят ее подобно кривой потребных тяг, т. е. на горизонтальной оси координат откладывают скорости в км/час , а на вертикальной — потребные мощности в лошадиных силах, соответствующие различным скоростям и углам атаки. На рис. 15, 16 и 17 даны такие кривые для самолетов Як-18, УТ-2 и По-2.

Потребные и располагаемые мощности. Чтобы определить, при каких скоростях возможен горизонтальный полет данного самолета, на том же чертеже строят и кривую располагаемых мощностей ВМГ на полных (или близких к ним) оборотах мотора. Кривая потребных мощностей пересекает кривую располагаемых мощностей; точка пересечения кривых отмечает тот малый угол атаки (обычно он близок к 0°), при котором для осуществления горизонтального полета требуется вся мощность ВМГ. Развиваемая при этом угле атаки скорость является максимальной скоростью данного самолета при указанных оборотах мотора.

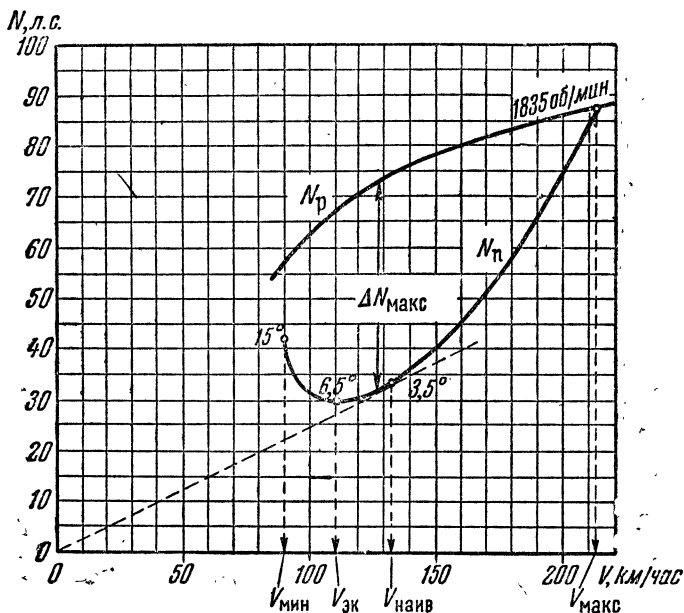


Рис. 16. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета УТ-2 с мотором М-11 (полетный вес $G = 933$ кг)

С увеличением угла атаки и уменьшением скорости потребная мощность быстро уменьшается, достигая минимума на экономической скорости ($V_{экон}$). Эту точку на кривой нетрудно найти, проведя касательную к ней, параллельную оси скоростей (рис. 15, 16 и 17).

Режим минимальной потребной тяги также легко найти простым геометрическим построением. Для этого надо из начала координат провести касательную к кривой потребных мощностей, как это сделано на рис. 15, 16 и 17. Точка касания отметит $\alpha_{наив}$, а опущенный из нее перпендикуляр на ось скоростей покажет $V_{наив}$. Чтобы доказать это, проведем из начала координат несколько лучей к разным точкам кривой (рис. 18). Из схемы видно, что для любой точки на кривой можно написать такое соотношение:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{N_n}{V},$$

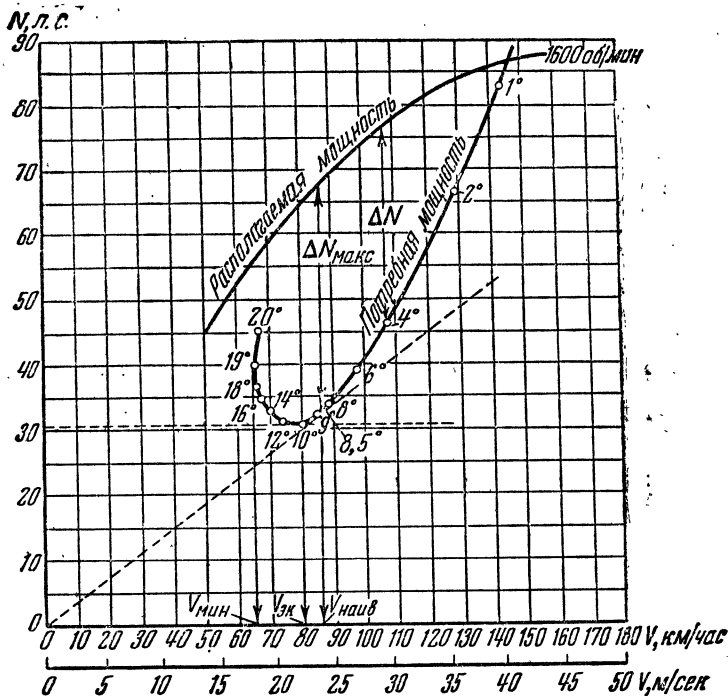


Рис. 17. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета По-2 с мотором М-11 (полетный вес $G=890$ кг)

а если выразить потребную мощность через потребную тягу и скорость, то

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{P_n V}{75 V} = \frac{P_n}{75},$$

т. е. угол β (точнее—тангенс угла β) пропорционален потребной тяге. Но $\operatorname{tg} \beta_1$ есть наименьший (из показанных на чертеже), значит и P_n будет наименьшая для этого угла β_1 . А так как наименьшая тяга требуется при наимыгоднейшем угле атаки, то значит точка касания и отмечает $\alpha_{\text{наиб}}$.

Таким образом, наимыгоднейший угол атаки всегда меньше экономиче-ского, а наимыгоднейшая скорость всегда больше экономической (рис. 15, 16 и 17).

Минимальную скорость найдем, проведя касательную к кривой N_n , параллельную оси мощностей. Точка касания отметит критический угол атаки. Определим, следовательно, и потребную при минимальной скорости мощность.

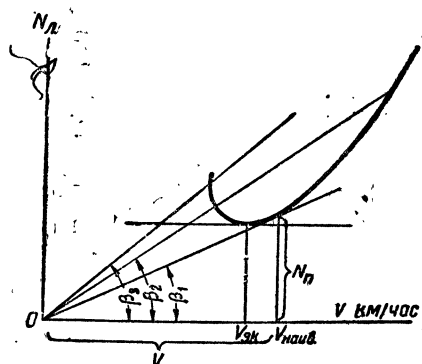


Рис. 18. Определение наимыгоднейшего режима по кривой потребных мощностей

В горизонтальном полете располагаемая мощность должна равняться потребной, когда мы хотим, чтобы скорость оставалась постоянной по величине и направлению. Если располагаемая мощность окажется больше потребной, то самолет перейдет на подъем, если меньше—перейдет на спуск, т. е. в обоих случаях горизонтальный полет будет невозможен. В полете на максимальной скорости с полным газом располагаемая мощность, очевидно, равна потребной. Для полета на скоростях, меньших максимальной, летчик должен уменьшить располагаемую мощность до величины потребной, дросселируя мотор.

Таким образом, на всех скоростях, меньше максимальной, имеется избыток, или запас, мощности (ΔN). На графике избыток мощности на той или иной скорости можно измерить по соответствующему ей расстоянию между кривыми. *Максимальный избыток мощности $\Delta N_{\text{макс}}$ имеется приблизительно при наивыгоднейшей скорости.*

§ 8. ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Диапазон скоростей горизонтального полета—это все скорости от максимальной до минимальной, при которых осуществим горизонтальный полет данного самолета (рис. 19). Диапазон скоростей

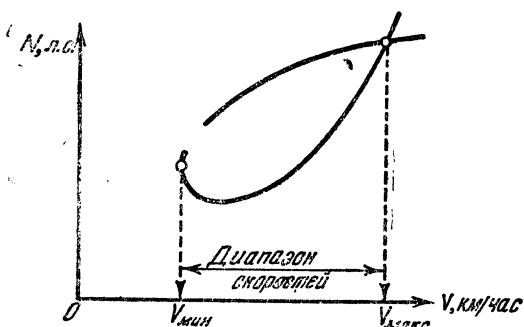


Рис. 19. Диапазон скоростей горизонтального полета

тем больше, чем больше $V_{\text{макс}}$ и чем меньше $V_{\text{мин}}$. Иногда для сравнения самолетов диапазон скоростей называют отношением $\frac{V_{\text{макс}}}{V_{\text{мин}}}$, т. е. число, показывающее, во сколько раз максимальная скорость самолета больше его минимальной скорости. Например, если у самолета $V_{\text{макс}} = 300$ км/час, $V_{\text{мин}} = 100$ км/час, то диапазон скоростей

$$\frac{V_{\text{макс}}}{V_{\text{мин}}} = \frac{300}{100} = 3.$$

У хороших современных самолетов диапазон скоростей достигает 3,5 и более. Это достигается применением закрылков, заметно снижающих минимальную скорость при той же максимальной. У реактивных самолетов диапазон скоростей достигает 5 и даже 6 (за счет значительного увеличения $V_{\text{макс}}$).

В пределах летного диапазона скоростей находятся такие характерные скорости, как минимальная (посадочная), экономическая, наивыгоднейшая и максимальная. Характерные особенности этих скоростей уже были освещены в предыдущих параграфах.

Эти скорости у самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 мы определили в предыдущих параграфах; теперь занесем их для памяти вместе с диапазоном скоростей в таблицу.

Напомним, что скорости определялись для стандартных метеорологических условий у земли, т. е. когда плотность воздуха $\rho_0 = 0,125$ г/см³.

Диапазон скоростей и характерные скорости горизонтального полета у земли ($H = 0$) самолетов Як-18, УТ-2 и По-2

Самолет	$V_{\min}$		$V_{\text{эк}}$		$V_{\text{навв}}$		$V_{\text{макс}}$		$\frac{V_{\text{макс}}}{V_{\min}}$
	$\frac{м}{сек}$	$\frac{км}{час}$	$\frac{м}{сек}$	$\frac{км}{час}$	$\frac{м}{сек}$	$\frac{км}{час}$	$\frac{м}{сек}$	$\frac{км}{час}$	
Як-18 ($G = 1050 \text{ кг}$)	28,0	100	33,3	120	43,0	155	68,0 (при 1900 об/мин)	244	2,5
УТ-2 ($G = 938 \text{ кг}$)	25,0	90	30,5	110	37,0	133	59,0 (при 1835 об/мин)	213	2,4
По-2 ($G = 890 \text{ кг}$)	18,0	65	22,2	80	23,6	85	41,0 (при 1600 об/мин)	147	2,3

§ 9. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

На рис. 20 изображена примерная кривая потребной мощности. Проведем произвольную секущую (АА), параллельную оси скоростей. Она пересечет кривую в двух точках: 1 и 2. Это означает, что одна и та же мощность потребна для полета на двух различных углах атаки, с двумя различными скоростями, из которых одна больше экономической, а другая меньше экономической. Иначе говоря, с одинаковой затратой мощности можно осуществить горизонтальный полет на двух совершенно различных режимах—первом и втором (соответствующих точкам 1 и 2). А так как секущих, параллельных оси скоростей, можно провести много, то, очевидно, имеются области первых и вторых режимов горизонтального полета.

Область первых режимов—это все скорости больше экономической.

Область вторых режимов—это все скорости меньше экономической.

Границей между первыми и вторыми режимами является экономическая скорость.

Полет на вторых режимах происходит на больших углах атаки и относительно меньших скоростях, что связано с понижением эффективности элеронов и рулей и ухудшением поперечной устойчивости. Поэтому летать на вторых режимах не рекомендуется. К ним прибегают лишь при некоторых тренировочных полетах (о чем будет сказано в своем месте), а главным образом на посадке (точнее—на последних этапах посадки).

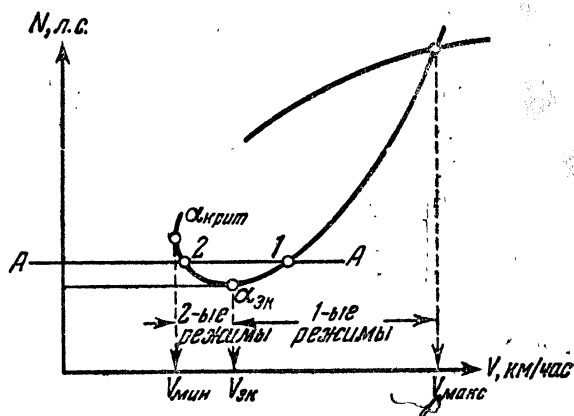


Рис. 20. Первые и вторые режимы горизонтального полета

Итак, *допускать уменьшения скорости ниже экономической не следует*. Иначе говоря, экономическая скорость является *практической минимальной скоростью* горизонтального полета. Это уменьшает диапазон скоростей, которыми пользуются в полете.

На практике в большинстве случаев полет совершается на скоростях больше экономической. Разность между скоростью V , которую летчик держит в горизонтальном полете, и экономической скоростью называют *запасом скорости* (ΔV). Таким образом, запас скорости

$$\Delta V = V - V_{\text{эк.}}$$

Пример. Самолет Як-18 летит у земли со скоростью 160 км/час. При нормальной нагрузке самолета Як-18 его экономическая скорость у земли $V_{\text{эк}} = 120$ км/час. Следовательно, запас скорости $\Delta V = 160 - 120 = 40$ км/час.

В полете на малой высоте (до 500 м) рекомендуется иметь запас скорости, равный (для тихоходных самолетов) примерно $20 \div 30\%$ экономической скорости.

Из сказанного выше ясно, что в летной практике запас скорости имеет большое значение. Имея достаточный запас скорости, летчик гарантирован от неожиданного попадания в область вторых режимов, следовательно, и от опасности потери скорости.

§ 10. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА СКОРОСТЬ ПОЛЕТА. ПОКАЗАНИЯ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ НА ВЫСОТЕ. ПРИБОРНАЯ, ИНДИКАТОРНАЯ И ИСТИННАЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

До сих пор мы рассматривали горизонтальный полет только у земли. С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшается; это сказывается на работе крыла и ВМГ самолета, а тем самым и на его летных свойствах.

Скорость—основная и важнейшая летная характеристика самолета. Поэтому выясним, как влияет высота на потребную скорость. С этой целью рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета на разных высотах, т. е. при разных значениях плотности воздуха ρ , но при одинаковых значениях коэффициента подъемной силы c_y и веса самолета G .

В горизонтальном полете подъемная сила равна весу, т. е. $Y = G$, причем

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2}.$$

С увеличением высоты плотность воздуха ρ уменьшается; следовательно, если оставить скорость V прежней, то уменьшится и подъемная сила Y . Но допустить этого нельзя, поскольку в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу. Так как по условию коэффициент c_y и вес G постоянны, то, чтобы компенсировать уменьшение плотности воздуха ρ , мы должны увеличить скорость V настолько, чтобы скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ остался неизменным, а тем самым осталась неизменной и подъемная сила Y .

Таким образом, с увеличением высоты (если угол атаки остается без изменения) *потребная для горизонтального полета скорость увеличивается*. Это удобнее всего показать следующим способом.

Обозначим потребную для горизонтального полета скорость у земли через V_0 и плотность воздуха у земли через ρ_0 , а потребную скорость на высоте H — через V_H и плотность — через ρ_H ; тогда, так как c_y , G и S в обоих случаях одинаковы, можно написать:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho_0 S}} \quad \text{и} \quad V_H = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho_H S}}.$$

Разделив второе уравнение на первое, после сокращений получим:

$$\frac{V_H}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}},$$

откуда:

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Из этой формулы видно, что скорость, потребная для полета на высоте H , с увеличением последней *растет* (так как плотность ρ_H тем меньше плотности ρ_0 , чем больше высота H).

Величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ иногда называют «высотным коэффициентом» скорости. Пользование им упрощает расчет скорости в тех случаях, когда у данного самолета можно считать вес G и угол атаки, т. е. коэффициент c_y , постоянными. Пользование высотным коэффициентом скорости, значения которого приведены в таблице, показано ниже при решении задачи.

Высота м	$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$	Поправка в %
0	1	0
500	1,024	2,4
1 000	1,050	5,0
1 500	1,076	7,6
2 000	1,103	10,6
2 500	1,130	13,0
3 000	1,161	16,1
3 500	1,191	19,1
4 000	1,222	22,2
4 500	1,255	25,5
5 000	1,290	29,0
5 500	1,336	33,7
6 000	1,363	36,3

Высота м	$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$	Поправка в %
6 500	1,400	40,0
7 000	1,440	44,0
7 500	1,484	48,4
8 000	1,528	52,8
8 500	1,572	57,2
9 000	1,621	62,1
9 500	1,670	67,0
10 000	1,724	72,4
11 000	1,838	83,8
12 000	1,987	98,7
13 000	2,150	115,0
14 000	2,326	132,5
15 000	2,520	152,0

Задача 20. Подсчитать скорость горизонтального полета на высоте 6 500 м при тех же G и c_y , что и у земли, если у земли скорость $V_0 = 300$ км/час.

Решение. Пользуясь приведенной таблицей высотного коэффициента, находим, что для высоты 6 500 м величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = 1,4$. Получаем:

$$V_H = V_0 \cdot 1,4 = 300 \cdot 1,4 = 420 \text{ км/час},$$

т. е. на высоте 6 500 м для осуществления горизонтального полета при неизменных G и c_y потребуется скорость на 120 км/час больше, чем у земли.

Мы все время намеренно подчеркиваем, что речь идет об увеличении на высоте *потребной скорости*, а не вообще скорости самолета, которую он способен развить. Далее мы покажем, что это не одно и то же.

Показания указателя скорости на высоте. В начале этого параграфа мы пришли к заключению, что в горизонтальном полете у земли и на какой-нибудь высоте H , если угол атаки (иначе, коэффициент c_y) и вес G постоянны, величина скоростного напора остается неизменной, т. е. одинаковой, независимо от высоты полета. Следовательно, при указанных условиях мы вправе написать, что

$$\frac{\rho_0 V_0^2}{2} = \frac{\rho_H V_H^2}{2},$$

где V_0 —скорость у земли.

Указатель скорости полета измеряет, напомним, не скорость, а скоростной напор (см. ч. 1, § 32); так как последний на разных высотах при одинаковом угле атаки остается постоянным, то и показания прибора при одинаковом угле атаки (на малых и умеренных скоростях) будут оставаться постоянными, несмотря на изменение высоты полета. Для летчика это очень удобно, так как позволяет ему косвенно судить о величине угла атаки по величине скорости полета, показываемой прибором, — приборной скорости. Чем больше угол атаки и соответствующий ему коэффициент c_y , тем меньше скоростной напор и приборная скорость. Поскольку существует самый большой c_y (при критическом угле атаки), за который нельзя переходить, то ему соответствует *самый малый скоростной напор*, т. е. *минимальная приборная скорость*, за которую также нельзя переходить. Практической минимальной скоростью, как было показано в § 9, является экономическая скорость—граница между областями первых и вторых режимов, за которую не рекомендуется переходить. Из сказанного ясно, что эта практическая минимальная скорость на всех высотах по прибору одинакова (при неизменном весе); поэтому летчик, чтобы не попасть в область вторых режимов, не должен уменьшать скорость по прибору ниже экономической.

Приборная, индикаторная и истинная скорости полета. На шкале прибора мы читаем скорости, размеченные в км/час. Разметка шкалы делается для полета у земли, т. е. на нулевой высоте. Следовательно, скорость, показываемая прибором на любой высоте—приборная скорость, соответствует истинной воздушной скорости на нулевой высоте (при условии, что показания прибора совершенно верны), т. е.

$$V_{\text{пр}} = V_0 \text{ ист.}$$

Таким образом, если мы осуществляем горизонтальный полет на высоте при некотором угле атаки, то на приборе наблюдаем лишь ту скорость, которую самолет развивает при том же угле атаки у земли. Но на высоте потребная скорость увеличивается в отношении $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$.

Поэтому, чтобы узнать скорость на высоте H , надо скорость по прибору увеличить в $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ раз, т. е.

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Таким путем в показание прибора мы вносим поправку на высоту полета. Чтобы не производить умножения, поправки даются обычно в процентах от скорости у земли. В таблице, помещенной выше, даны значения величины $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ для разных высот и поправки в процентах от скорости у земли.

Пример. В полете на высоте 2 500 м прибор показывает скорость 120 км/час. Какова истинная скорость?

Умножаем $V_{\text{пр}}$ на величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ для высоты 2 500 м;

$$V_{\text{ист}} = 120 \cdot 1,13 = 135,6 \text{ км/час}$$

или берем поправку в процентах:

$$V_{\text{ист}} = 120 + 120 \cdot 0,13 = 120 + 15,6 = 135,6 \text{ км/час.}$$

Такой расчет был бы вполне правильным при условии, если бы показания указателя скорости были совершенно верны (как оговорено выше).

В действительности в показания этого прибора (состоящего, напомним, из манометра и приемника), кроме описанной поправки на высоту, приходится вносить обычно еще две поправки.

Первая из них зависит от манометра и называется инструментальной (обозначим ее $\Delta V_{\text{инс}}$).

Вторая поправка зависит от приемника, т. е. измерительной трубки ЦАГИ, в основном — от расположения этой трубки на самолете. Например, при расположении ее над крылом, где скорость потока V_1 больше скорости полета V (рис. 21), показание прибора будет, очевидно, несколько завышено, а в случае расположения под крылом, где скорость потока V_2 нередко бывает меньше скорости полета V , показание прибора будет несколько занижено. Поправка в этих случаях называется аэродинамической (обозначим ее $\Delta V_{\text{аэр}}$). Из сказанного ясно, что обе указанные поправки могут быть отрицательными или положительными, т. е. иметь знак минус или плюс.

Приборную скорость после внесения в нее инструментальной и аэродинамической поправок называют индикаторной скоростью (от латинского слова «индикаре» — указывать). Таким образом,

$$V_{\text{инд}} = V_{\text{пр}} + V_{\text{инс}} + V_{\text{аэр}}.$$

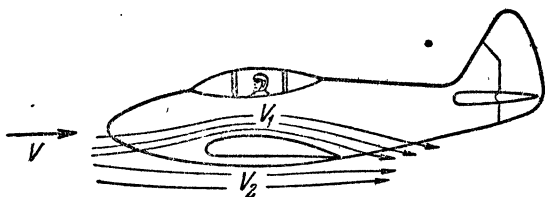


Рис. 21. К объяснению аэродинамической поправки к показаниям указателя скорости

Пример. Приборная скорость $V_{\text{пр}} = 180$ км/час; $\Delta V_{\text{инс}} = +1$ км/час
 $\Delta V_{\text{аэр}} = -4$ км/час. Находим индикаторную скорость:

$$V_{\text{инд}} = 180 + (+1) + (-4) = 177 \text{ км/час.}$$

Из сказанного ясно, что истинную скорость полета у земли и на высоте будет правильнее находить так:

$$V_{0 \text{ ист}} = V_{\text{инд}};$$

$$V_{H \text{ ист}} = V_{\text{инд}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Заметим здесь, что при больших скоростях полета (звуковых) в показания прибора приходится вносить еще поправку на влияние сжимаемости воздуха.

В заключение решим задачу.

Задача 21. В горизонтальном полете у земли с некоторым углом атаки α самолет развивает скорость по прибору $V_{\text{пр}} = 200$ км/час. Определить его истинную скорость у земли и истинную скорость на высоте $H = 2000$ м (с тем же углом атаки), если

$$\Delta V_{\text{инс}} = -1 \text{ км/час и } \Delta V_{\text{аэр}} = -5 \text{ км/час.}$$

Решение. Находим индикаторную скорость:

$$V_{\text{инд}} = 200 + (-1) + (-5) = 194 \text{ км/час.}$$

Следовательно, истинная скорость у земли будет:

$$V_{0 \text{ ист}} = V_{\text{инд}} = 194 \text{ км/час.}$$

Находим истинную скорость на высоте $H = 2000$ м;

$$V_{2000 \text{ ист}} = 194 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{2000}}} = 194 \cdot 1,103 \approx 214 \text{ км/час.}$$

§ 11. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНУЮ МОЩНОСТЬ. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ МОЩНОСТИ НА РАЗНЫХ ВЫСОТАХ .

В § 4 было показано, что потребная для горизонтального полета тяга не зависит от высоты полета (на малых и умеренных скоростях), если вес самолета и угол атаки не меняются. Иначе обстоит дело с потребной мощностью, которая равна произведению потребной тяги на скорость:

$$N_{\text{п}} = \frac{P_{\text{п}} V}{75}.$$

С высотой потребная тяга $P_{\text{п}}$ не меняется, потребная же скорость V увеличивается, поэтому с высотой будет увеличиваться и потребная мощность во столько же раз, во сколько увеличивается потребная скорость,

т. е. в $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ раз. Это легко доказать.

Обозначим мощность, потребную для горизонтального полета у земли при некотором угле атаки (некотором c_y), через $N_{\text{п}0}$, а потребную мощ-

ность при том же c_H на высоте $N_{пн}$. Очевидно:

$$N_{п0} = \frac{P_{п0} V_0}{75}; \quad N_{пн} = \frac{P_{пн} V_{пн}}{75}.$$

Разделим почленно первое уравнение на второе, учитывая, что $P_{п0} = P_{пн}$ (поскольку потребная тяга не изменяется с высотой). После сокращения на $P_{пн}$ получим:

$$\frac{N_{п0}}{N_{пн}} = \frac{V_0}{V_{пн}}.$$

Вместо потребной на высоте скорости $V_{пн}$ подставим ее значение, найденное в предыдущем параграфе, тогда

$$\frac{N_{п0}}{N_{пн}} = \frac{V_0}{V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}},$$

откуда после сокращения на V_0 получаем:

$$N_{пн} = N_{п0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}.$$

Эта формула показывает, что потребная мощность увеличивается с высотой в том же отношении, что и потребная скорость. Пользуясь этой формулой, можно легко подсчитать потребную мощность на высоте при неизменных c_H и G .

Пример. Для горизонтального полета истребителя при некотором коэффициенте c_H и весе G у земли требуется мощность $N_{п0} = 600$ л. с. Определить потребную для него мощность на высоте $H = 8000$ м при тех же c_H и G .

Из приведенной выше таблицы берем величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}$ для высоты $H = 8000$ м:

$$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{8000}}} \approx 1,53.$$

Находим искомую мощность

$$N_{8000} = 600 \cdot 1,53 \approx 917 \text{ л. с.}$$

Итак, с увеличением высоты потребная скорость и потребная мощность возрастают в отношении $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}$.

Интересно отметить, что если самолет снабжен винтом фиксированного шага, то с увеличением высоты потребное для горизонтального полета число оборотов винта также возрастает в отношении $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}$. Значит летчик такого самолета (например, По-2 или УТ-2), желая осуществить горизонтальный режим на высоте с тем же углом атаки, что и у земли, должен на высоте увеличить число оборотов в отношении $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{пн}}}$. При этом скорость увеличится в таком же отношении, но указатель скорости,

как было выяснено, будет показывать скорость у земли. Таким образом, различие между горизонтальным полетом на высоте и у земли при одинаковом угле атаки летчик ощущает только в том, что на высоте ему приходится соответственно увеличивать число оборотов.

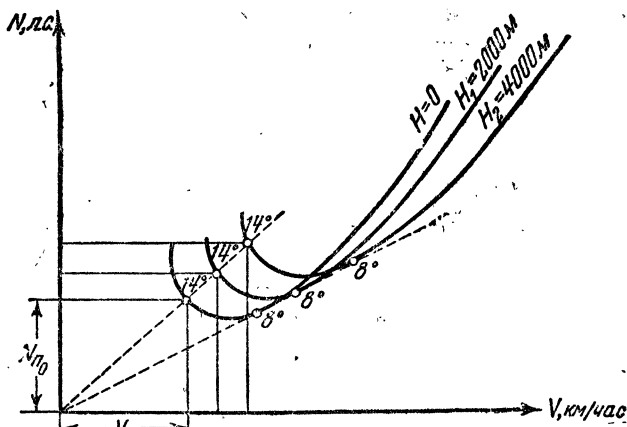


Рис. 22. Перестроение кривой потребных мощностей с нулевой высоты на любую высоту

Потребные и располагаемые мощности на разных высотах. Зная, как изменяются потребные скорость и мощность с высотой, нетрудно

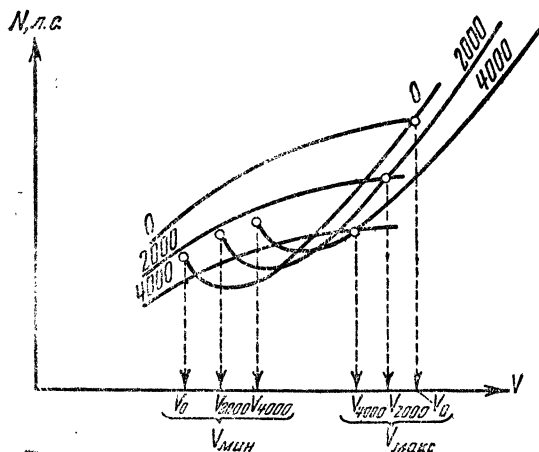


Рис. 23. Примерные кривые потребных и располагаемых мощностей для разных высот при невысотном моторе

кривую потребных мощностей, построенную для высоты $H = 0$, перестроить на любую высоту.

Пусть имеем кривую потребных мощностей для полета у земли (рис. 22) и хотим построить кривые для $H = 2000$ м и $H = 4000$ м. Измерим отрезки, изображающие V и $N_{\text{п}}$ при каком-нибудь угле атаки, скажем, при $\alpha = 14^\circ$, и увеличим эти отрезки пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{2000}}}$ и $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{4000}}}$.

Полученные значения скорости и потребной мощности отложим на осях V и N от начала координат, затем восставим перпендикуляры к

осям и точки пересечения их пометим углом атаки 14° . Найдя таким способом ряд точек для заданных высот и соединив их плавными линиями, получим кривые потребных мощностей на заданных высотах. Правильность построения кривых контролируется тем, что точки «земной» и высотных кривых, помеченные одним и тем же углом атаки, должны лежать на одном луче, выходящем из начала координат.

Для того, чтобы выяснить летные свойства самолета на высоте, недостаточно учесть, как изменяется потребная мощность с высотой, а надо еще учесть, как изменяется с высотой и располагаемая мощность, т. е. мощность ВМГ. Изменение мощности ВМГ с высотой будет различно в зависимости от того, каким мотором снабжен самолет — невысотным или высотным. Поэтому необходимо рассмотреть оба эти случая.

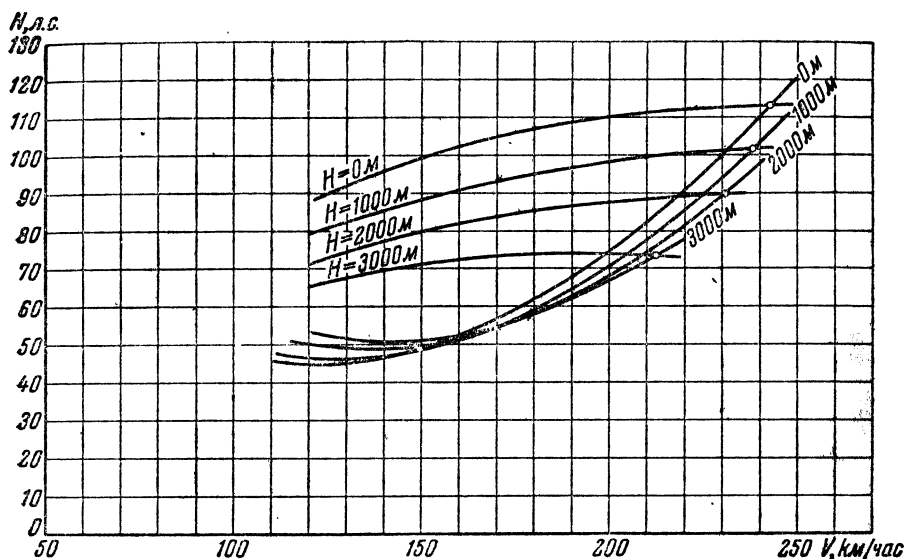


Рис. 24. Кривые потребных и располагаемых мощностей самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81 для разных высот ($G = 1\,050 \text{ кг}$)

При невысотном моторе мощность ВМГ начинает падать от земли и поэтому кривые располагаемых мощностей будут проходить тем ниже, чем больше высота полета. Если нанести эти кривые на рис. 22, на котором приведены кривые потребных мощностей, то получится примерно такой график, какой изображен на рис. 23. Аналогичные графики для самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 даны на рис. 24, 25 и 26.

Графики наглядно показывают следующее:

1. С увеличением высоты потребная мощность возрастает, располагаемая же мощность, наоборот, уменьшается.
2. С увеличением высоты избыток (запас) мощности, оцениваемый расстоянием между точками кривых на одной вертикали, уменьшается и на некоторой высоте становится равным нулю. В самом деле, расстояния между кривыми $N_{\text{п}}$ и $N_{\text{р}}$ для одной и той же высоты становятся все меньше, и на некоторой высоте кривая $N_{\text{п}}$ уже будет только касаться кривой $N_{\text{р}}$ (рис. 27). Высота, на которой максимальный избыток мощ-

ности, несмотря на полный газ, становится равным нулю (высота, соответствующая касанию кривых), называется теоретическим потолком самолета. Таким образом, потолок данного самс-

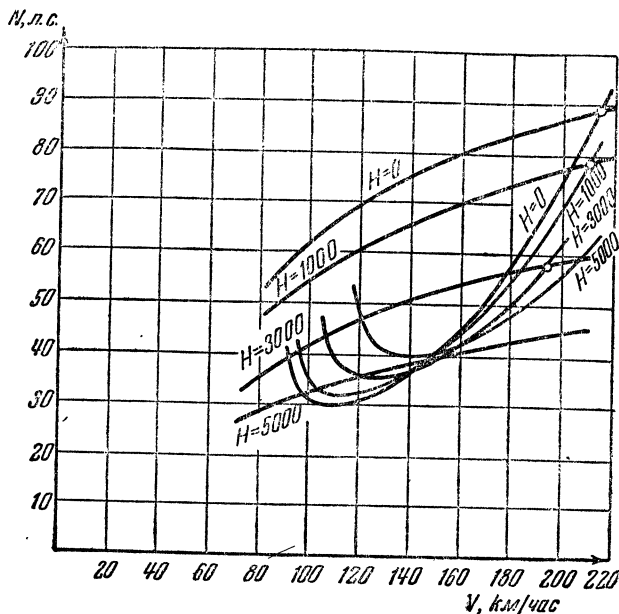


Рис. 25. Кривые потребных и располагаемых мощностей самолета УТ-2 с мотором М-11 для разных высот ($G=938$ кг)

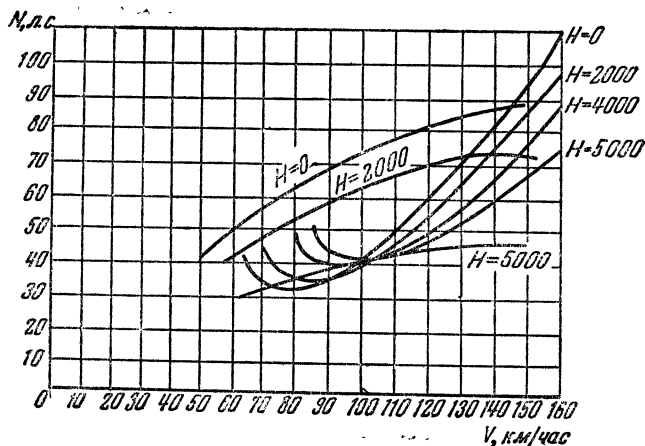


Рис. 26. Кривые потребных и располагаемых мощностей самолета По-2 с мотором М-11 для разных высот ($G=890$ кг)

лета есть та предельная высота, на которой этот самолет может еще совершать горизонтальный полет.

3. С увеличением высоты минимальная скорость самолета увеличивается, максимальная же, наоборот, уменьшается (рис. 23). На это следует обратить особое внимание, так как иногда летчики ошибочно думают, что с высотой всякая скорость увеличивается. В § 10 мы подчеркивали, что с высотой увеличивается *потребная* скорость. Однако

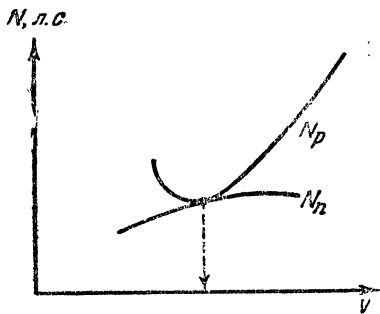


Рис. 27. Примерный график потребляемой и располагаемой мощности на теоретическом потолке самолета (избыток мощности равен нулю)

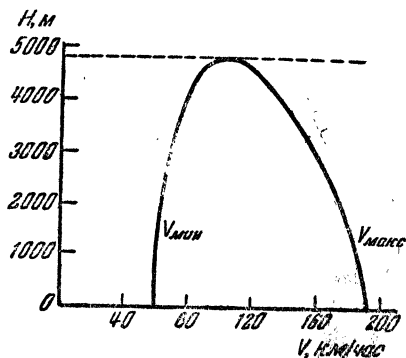


Рис. 28. Примерный график изменения $V_{\max}$ и $V_{\min}$ по высоте у самолета с невисотным мотором

попутно с увеличением потребной скорости увеличивается в той же степени и потребная мощность, а так как на максимальной скорости избытки мощности нет, то ясно, что максимальная скорость с высотой не может быть увеличена. Мало того, так как с высотой плотность воздуха уменьшается, а скорость мы увеличить уже не можем, то для сохранения равенства $Y = G$ мы должны увеличить угол атаки, увеличение же угла атаки (значит и коэффициента c_y) неизбежно ведет к уменьшению максимальной скорости. Ясно также, что по мере увеличения высоты уменьшается не только максимальная скорость, но и скорость, близкая к максимальной. Это хорошо видно на рис. 28.

4. С увеличением высоты диапазон углов атаки и диапазон скоростей горизонтального полета уменьшаются.

5. На потолке самолета диапазон скоростей становится равным нулю, так что горизонтальный полет возможен только на одной скорости (рис. 27). Скорость эта близка к экономической.

Имея такие семейства кривых N_p и N_d включительно до потолка нетрудно определить $V_{\max}$ и $V_{\min}$ для разных высот; откладывая и по горизонтальной прямой, а высоту по вертикальной, можно построить график, примерный вид которого дан на рис. 28. Такой график наглядно

показывает изменение $V_{\max}$ и $V_{\min}$ с увеличением высоты и позволяет быстро определить эти скорости на желаемой высоте.

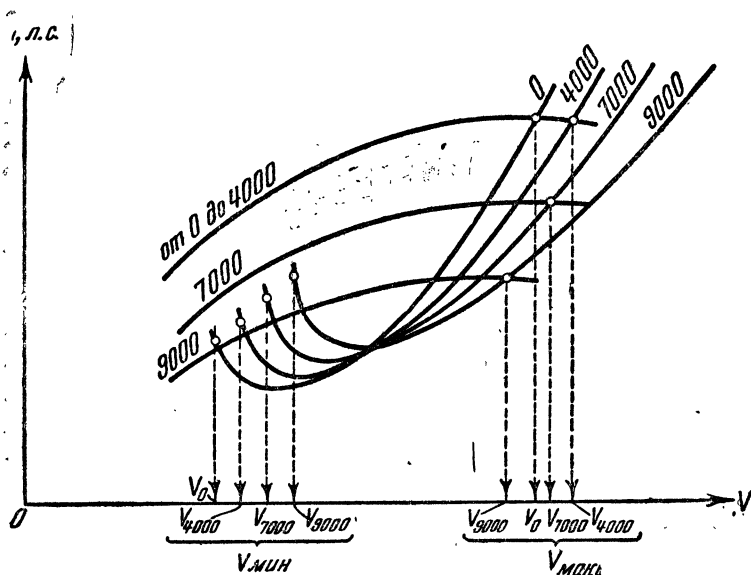


Рис. 29. Примерные кривые потребных и располагаемых мощностей для разных высот при высотном моторе

Перейдем теперь к самолетам, снабженным высотным мотором. При высотном моторе мощность ВМГ сперва растет или остается постоянной—до границы высотности мотора—и начинает падать лишь за границей высотности.

Совмещая и здесь кривые располагаемых мощностей с кривыми потребных мощностей (для тех же высот), мы получим картину, примерный вид которой показан на рис. 29.

График наглядно показывает, что при высотном моторе:

1. Максимальная скорость растет от земли до границы высотности мотора и лишь за ней начинает уменьшаться.

2. Наибольший диапазон скоростей получается на границе высотности мотора или несколько ниже ее.

3. Значительно увеличивается потолок самолета.

Рис. 30. Примерный график изменения $V_{\max}$ и $V_{\min}$ по высоте у самолета с высотным мотором

Примерный график изменения $V_{\max}$ и $V_{\min}$ по высоте для самолета с высотным мотором дан на рис. 30.

§ 12. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСА САМОЛЕТА НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ

Вес самолета меняется от полета к полету в зависимости от взятого запаса горючего, количества пассажиров, боеприпасов и пр. Он меняется и на протяжении полета (вследствие расхода горючего, боеприпасов, выброса парашютистов и т. п.).

Чтобы выяснить влияние изменения полетного веса, рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета при разных весах, но при одинаковом угле атаки и одинаковой высоте.

Предположим, что полетный вес увеличился. Но для горизонтального полета необходимо, чтобы подъемная сила была равна весу. Следовательно, если вес увеличился, то настолько же надо увеличить и подъемную силу. Это можно сделать либо путем увеличения угла атаки, т. е. коэффициента c_y , либо путем увеличения скорости. Так как мы условились, что угол атаки остается неизменным, то, очевидно, требуется увеличить скорость.

В справедливости этого вывода нас убеждает и формула скорости:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}.$$

Так как вес G находится в числителе, то ясно, что при увеличении веса увеличится и потребная скорость V . Наоборот, при уменьшении веса, очевидно, уменьшится и потребная скорость.

Найденный вывод имеет большое практическое значение. Молодому летчику особенно важно запомнить, что при *увеличении полетного веса потребная для осуществления горизонтального полета скорость увеличивается*. Значительное увеличение полетного веса по сравнению с расчетным, вызывая заметное увеличение потребной скорости, ухудшает тем самым все летные свойства самолета.

Но насколько же увеличивается потребная скорость при увеличении полетного веса самолета?

Потребную скорость при любом весе можно вычислить по формуле скорости, подставляя в нее заданное значение веса самолета. Но если известна потребная скорость V при расчетном весе G , то вычислить потребную скорость V_1 при ином весе G_1 при том же c_y и на той же высоте можно следующим простым путем.

При указанных обозначениях мы можем написать:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \quad \text{и} \quad V_1 = \sqrt{\frac{2G_1}{c_y \rho S}}.$$

Разделим почленно второе уравнение на первое. После сокращений получим:

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{G_1}{G}},$$

откуда

$$V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}},$$

т. е. при изменении полетного веса самолета потребная для горизонтального полета скорость изменяется пропорционально корню квадратному из отношения нового веса к старому (если угол атаки и плотность воздуха остаются неизменными).

Применим эту формулу для решения следующих задач.

Задача 22. Самолет при весе $G = 3\,025$ кг летит горизонтально со скоростью $V = 200$ км/час. Определить потребную для этого самолета скорость V_1 при весе $G_1 = 3\,600$ кг при том же угле атаки и на той же высоте.

Ответ: $V_1 \approx 218$ км/час.

Задача 23. Летчик начал перелет на самолете при весе его $G = 4\,900$ кг. В самом начале перелета самолет в горизонтальном полете развивал скорость $V = 300$ км/час. К концу перелета было израсходовано 1300 кг горючего и смазочного. Какова должна быть скорость горизонтального полета в конце перелета при том же угле атаки и на той же высоте?

Ответ: $V_1 \approx 257$ км/час.

§ 13. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСА САМОЛЕТА НА ПОТРЕБНУЮ МОЩНОСТЬ

Как известно из предыдущего, потребную мощность для данного самолета при том или ином его весе можно вычислить по формуле:

$$N_{\Pi} = \frac{\frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}}{75}.$$

Но если известна потребная для данного самолета мощность при некотором его весе G , то потребную мощность при другом весе G_1 (большем или меньшем) можно вычислить проще.

Обозначим потребную для данного самолета при данном угле атаки и на данной высоте мощность при некотором его весе G через N_{Π} , а потребную мощность при другом весе G_1 через N_{Π_1} (при том же угле атаки и на той же высоте). Тогда можем написать:

$$N_{\Pi} = \frac{\frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}}{75} \quad \text{и} \quad N_{\Pi_1} = \frac{\frac{G_1}{K} \sqrt{\frac{2G_1}{c_y \rho S}}}{75}.$$

Разделим почленно второе уравнение на первое. После сокращения получим:

$$\frac{N_{\Pi_1}}{N_{\Pi}} = \frac{G_1 \sqrt{G_1}}{G \sqrt{G}},$$

откуда

$$N_{\Pi_1} = N_{\Pi} \frac{G_1}{G} \sqrt{\frac{G_1}{G}}.$$

Мы получили очень простую формулу, напоминающую формулу для потребной скорости при изменении веса, выведенную в предыдущем параграфе. Применим обе эти формулы для решения задачи.

Задача 24. Самолет, вес которого $G = 3136$ кг и площадь крыльев $S_{\text{м}^2}$, развивает в горизонтальном полете при угле атаки $\alpha_{\text{эн}}$ на высоте H скорость $V = 200$ км/час и для этого требуется мощность $N_{\text{п}} = 300$ л. с. Определить требуемую скорость V_1 и требуемую мощность $N_{\text{п}}$ при новом (большем) весе самолета $G_1 = 3600$ кг (при тех же α и H).

Решение. Находим требуемую скорость:

$$V_1 = 200 \sqrt{\frac{3600}{3136}} \approx 200 \cdot \frac{60}{56} \approx 214 \text{ км/час.}$$

Находим требуемую мощность:

$$N_{\text{п1}} = 300 \cdot \frac{3600}{3136} \cdot \frac{60}{56} \approx 368 \text{ л. с.}$$

Таким образом, вследствие увеличения полетного веса примерно на 15% потребная скорость увеличилась на 7%, а потребная мощность — на 22%.

Имея кривую потребных мощностей (рис. 31) для некоторого самолета при весе его G (например, при расчетном), нетрудно перестроить ее для другого веса G_1 . С этой целью снимают с кривой значения V и $N_{\text{п}}$ при различных углах атаки и подсчитывают новые их значения для веса G_1 , как мы делали в задаче 24, после чего строят кривую потребных мощностей обычным способом.

Совершенно ясно, что изменение полетного веса самолета никак не может повлиять на мощность ВМГ, т. е. на располагаемую мощность, и, следовательно, кривая располагаемых мощностей не претерпевает никаких изменений.

Для того, чтобы обнаружить, как влияет изменение полетного веса на летные свойства самолета, мы совмещаем кривые потребных мощностей при разных весах с кривой располагаемых мощностей для заданной высоты, например, нулевой. Примерный вид такого графика и дан на рис. 31.

График показывает, что:

1. С увеличением полетного веса данного самолета его минимальная скорость (посадочная), а также экономическая и наиболее выгодная скорости увеличиваются, максимальная же скорость, наоборот, уменьшается. При максимальной скорости требуется полная мощность ВМГ, избытка мощности нет и поэтому для поддержания самолета увеличенного веса приходится переходить на больший угол атаки (увеличивать c_y), но при этом увеличивается и коэффициент лобового сопротивления c_x , в результате чего $V_{\text{макс}}$ уменьшается.

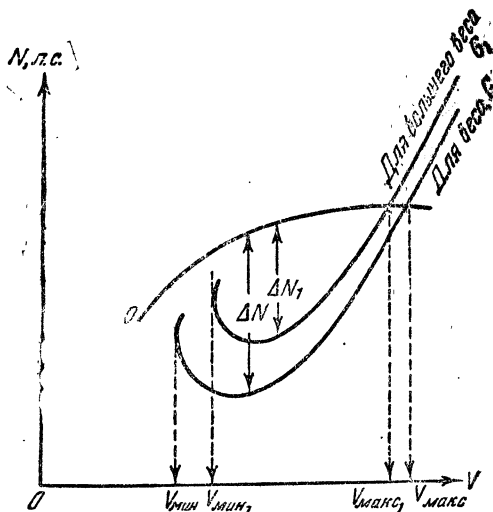


Рис. 31. Влияние увеличения веса самолета на его летные свойства

2. При увеличении полетного веса диапазон горизонтальных скоростей уменьшается (вследствие увеличения минимальной скорости и уменьшения максимальной).

3. С увеличением полетного веса избыток мощности ΔN уменьшается, поэтому уменьшается и потолок самолета.

Итак, при увеличении веса самолета все летные свойства самолета изменяются в худшую сторону, особенно если увеличение веса значительно. Поэтому полет на перегруженном самолете требует большой осторожности. Это тем более важно еще и потому, что при наличии значительной перегрузки соблюдение скорости по прибору уже не гарантирует от попадания в область вторых режимов. Пусть, например, экономическая скорость (граница режимов) при нормальном весе самолета равна 200 км/час; следовательно, в горизонтальном полете на любой высоте, держа эту скорость по прибору (с учетом инструментальной и аэродинамической поправок к ней), летчик будет знать, что самолет летит с экономической скоростью. Но летчик сделает грубую ошибку, если будет считать, что и при значительной перегрузке скорость по прибору 200 км/час есть тоже экономическая скорость. Для ясности обратимся к задаче 24, в которой мы нашли, что при увеличении веса на 15% экономическая скорость 200 км/час увеличилась до 214 км/час; если, не учитывая этого, все же держать скорость по прибору 200 км/час, то самолет будет лететь со скоростью меньше экономической (с углом атаки больше экономического), т. е. летчик, сам того не желая, переведет машину в область вторых режимов, где управляемость и устойчивость самолета уже много хуже.

В случае уменьшения полетного веса кривая потребных мощностей переместится вниз и влево и мы будем иметь, наоборот, улучшение летных свойств самолета, а именно: уменьшение $V_{\min}$ и увеличение $V_{\max}$, увеличение диапазона скоростей, увеличение потолка.

§ 14. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ. ПУТЕВАЯ СКОРОСТЬ.

ВЛИЯНИЕ ПОРЫВИСТОГО ВЕТРА.

ВЛИЯНИЕ ВОСХОДЯЩИХ И НИСХОДЯЩИХ ТЕЧЕНИЙ

Если совершается полет при ровном ветре и летчик не видит земли (например, за облаками), то он может и не знать, что есть ветер, так как ровный ветер неощутим в полете. Аэродинамические силы, действующие на самолет, зависят, как нам известно, от воздушной скорости, а на воздушную скорость самолета равномерный ветер совершенно не влияет (подобно тому, как равномерное движение парохода не влияет на скорость человека, идущего по палубе). Ровный ветер влияет только на путевую скорость самолета, т. е. на его скорость относительно земли.

Путевая скорость. Пусть самолет летит при безветрии со скоростью относительно воздуха V м/сек (рис. 32). Так как воздушная среда неподвижна, то скорость самолета относительно земли $V_{\text{зем}}$ (путевая) равна его воздушной скорости, т. е. $V_{\text{зем}} = V$.

Теперь пусть самолет летит против ветра, скорость которого W м/сек (отсчет движения самолета будем делать от той же точки на земной поверх-

ности—деревя). Самолет движется относительно воздуха со скоростью V , но вся воздушная среда перемещается по отношению к земле в обратном направлении со скоростью W . Таким образом, за 1 секунду самолет

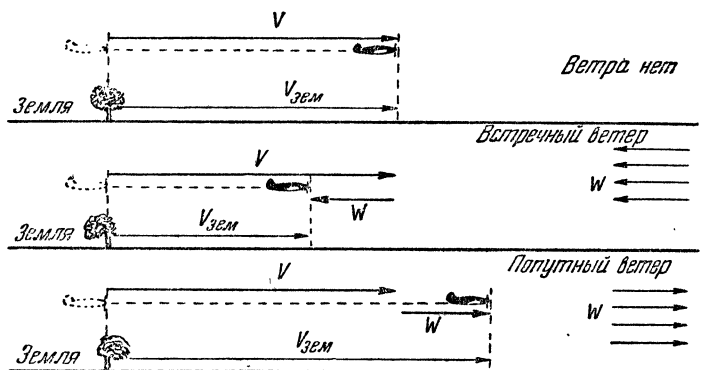


Рис. 32. Влияние встречного и попутного ветра на путевую скорость

относительно окружающего его воздуха продвинется на V метров, но за ту же секунду относительно земли его снесет ветром обратно на W метров. Очевидно, действительный путь за единицу времени относительно земли, т. е. путевая скорость, выразится так:

$$V_{\text{зем}} = V - W.$$

Рассуждая подобным же образом, заключаем, что при попутном ветре путевая скорость

$$V_{\text{зем}} = V + W.$$

Пусть теперь самолет летит со скоростью V м/сек при боковом ветре, дующем со скоростью W м/сек (рис. 33). За 1 секунду самолет относительно окружающего его воздуха продвинется на V метров, но за ту же секунду воздушная среда, а с ней вместе и самолет переместятся относительно земли на W метров. Очевидно, что скорость относительно земли (т. е. путевую) даст нам замыкающая сторона треугольника скоростей. Угол φ между скоростями V и $V_{\text{зем}}$ называется углом сноса. Таким образом, самолет, двигаясь относительно воздуха параллельно OA , будет двигаться относительно земли в направлении OB и, следовательно, продольная ось самолета будет все время направлена под углом φ к направлению OB , т. е. относительно земли самолет будет двигаться боком. Если смотреть на землю под самолетом, то снос будет хорошо заметен. Если же смотреть далеко вперед в направлении воздушной скорости, то снос не будет заметен и летчику будет казаться, что самолет летит относительно земли в направлении OA , OA_1 и т. д., тогда как в действительности самолет будет лететь относительно земли в направлении OB (это часто смущает курсантов-летчиков).

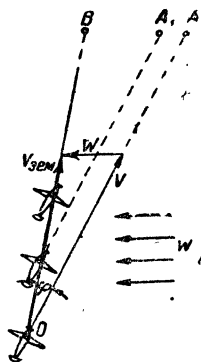


Рис. 33. Влияние бокового ветра на путевую скорость

Боковой ветер может быть чисто боковым, попутно-боковым и встречно-боковым; в первых двух случаях путевая скорость будет, очевидно, больше воздушной, а в третьем—меньше (в частном случае—равна ей). Во всех этих случаях путевую скорость можно определить (если известны V , W и φ) тригонометрически, решив треугольник скоростей, или графически, измерив $V_{\text{зем}}$ в том же масштабе, в каком взяты V и W .

Влияние порывистого ветра. Порывистым называют ветер, скорость которого непостоянна и меняется через короткие промежутки времени

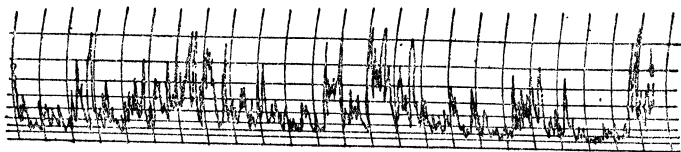


Рис. 34. Запись порывистого ветра

(иногда—доли секунды). Запись скорости порывистого ветра специальными приборами показывает, что он дует отдельными «толчками». Поэтому запись состоит из ряда чрезвычайно быстрых и неравномерных колебаний скорости около некоторой средней величины (рис. 34), кото-

рую мы будем называть средней скоростью порывистого ветра.

Предположим, что дует сильный порывистый ветер, скорость которого колеблется от 12 до 22 м/сек, а средняя скорость равна 16 м/сек. Пусть самолет летит против ветра со скоростью $V = 50$ м/сек (рис. 35, а). Допустим, что скорость ветра внезапно возросла до 22 м/сек, т. е. уве-

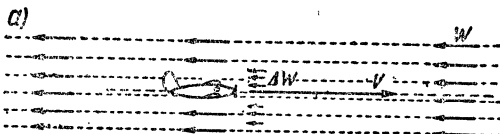


Рис. 35. Влияние порывистого ветра на горизонтальный полет самолета

личилась на $\Delta W = 6$ м/сек, и что порыв продолжался 1 секунду. Так как самолет не успеет последовать за таким быстрым изменением скорости воздушной среды, то скорость потока, набегающего на крыло, увеличится на 6 м/сек и будет такая:

$$V_1 = V + \Delta W = 50 + 6 = 56 \text{ м/сек.}$$

Вследствие этого подъемная сила резко возрастет и получится бросок вверх (рис. 35, б). Допустим далее, что в следующую секунду скорость ветра упала до 12 м/сек. В этом случае по указанной выше причине скорость встречного потока уменьшится на $\Delta W = 10$ м/сек и, следовательно, будет такая:

$$V_2 = V_1 - \Delta W = 56 - 10 = 46 \text{ м/сек.}$$

Вследствие этого подъемная сила резко уменьшится и получится бросок вниз.

В полете по ветру мы будем иметь обратную картину, т. е. при возрастании скорости ветра получится бросок вниз, при уменьшении — бросок вверх. *Кроме бросков, самолет будет колебаться вокруг центра тяжести.*

Если правое и левое крылья будут оказываться под действием разных по силе порывов (как это часто и бывает), то последние будут нарушать поперечное равновесие самолета. Боковой порывистый ветер, действуя на вертикальное оперение, будет нарушать и путевое равновесие самолета (изменять направление полета).

Таким образом, эффект действия порывистого ветра на горизонтальный полет состоит, во-первых, в том, что траектория полета, общее направление которой остается горизонтальным, оказывается не прямолинейной, а волнообразной, и, во-вторых, в том, что нарушается равновесие самолета. Порывистый ветер, как говорят летчики, *болтает самолет*, а боковой порывистый ветер, кроме того, все время *сбивает самолет с курса* — самолет все время *рыскает*. Сила и характер этих явлений зависят от величины порывов ветра и их частоты. При слабых порывах и даже при сильных, но следующих через значительный промежуток времени, влияние порывистого ветра будет незначительно. Ясно также, что влияние ветра одной силы будет тем менее заметно, чем больше будет скорость и масса самолета.

О влиянии порывистого ветра на воздушную скорость самолета необходимо сказать следующее.

Так как положительные и отрицательные порывы чередуются между собой, то вызываемые ими небольшие и кратковременные колебания скорости потока, обдувающего самолет, почти не сказываются на величине воздушной скорости. Поэтому считают, что не только ровный, но и порывистый ветер на воздушную скорость самолета, т. е. на режим полета, не влияет.

Влияние восходящих и нисходящих течений. Мы рассмотрели горизонтальный полет при ветре, подразумевая, что ветер есть течение воздуха, параллельное земной поверхности. Но течения воздуха могут быть

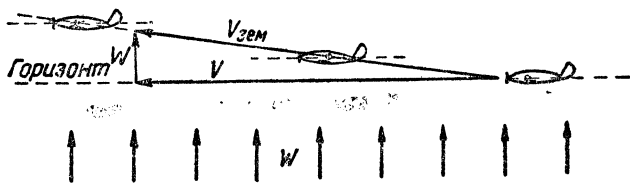


Рис. 36. Влияние восходящих вертикальных потоков на горизонтальный полет

и наклонными и даже вертикальными. Рассмотрим влияние этих течений на полет самолета.

Пусть самолет, осуществляя горизонтальный режим, попадает в вертикальный восходящий (рис. 36) или нисходящий (рис. 37) поток. До этого он летел горизонтально со скоростью V . Попадая в восходящий поток, самолет приобретает относительно земли дополнительную скорость по вертикали в первом случае вверх, во втором — вниз. Складывая скорости V и W по правилу треугольника, получим в обоих случаях

скорости $V_{зем}$ и наклоны траектории полета относительно земли. В результате сложения двух движений в первом случае самолет относительно земли будет подниматься, во втором—опускаться. По сути

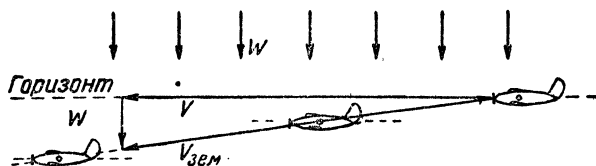


Рис. 37. Влияние нисходящих вертикальных потоков на горизонтальный полет

дела мы имеем здесь то же явление сноса, что и при горизонтальном ветре, только снос будет происходить не в горизонтальной плоскости, а в вертикальной. Интересно, что наклон самолета к горизонту при этом

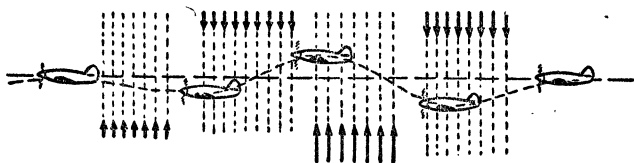


Рис. 38. Влияние чередующихся восходящих и нисходящих потоков на горизонтальный полет

не изменяется. Поэтому летчик замечает лишь момент перехода в зону восходящих и нисходящих потоков воздуха. Если, следя за высотомером, летчик пожелает лететь горизонтально относительно земли

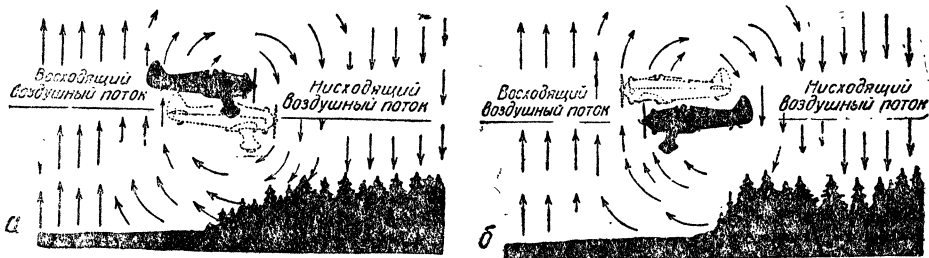


Рис. 39. Пример влияния чередующихся восходящих и нисходящих потоков на горизонтальный полет

(т. е. на одной и той же высоте), то ему придется при восходящем течении немного задресселировать мотор, а при нисходящем—прибавить газу.

Восходящие и нисходящие течения нередко быстро чередуются между собой (рис. 38). Это бывает главным образом в летнее время, особенно в дневные часы, из-за неравномерного нагрева солнцем отдельных участков земной поверхности. В этом случае самолет будет бросать то вверх, то вниз.

Если самолет летит над полем в жаркий летний день на небольшой высоте, то восходящий поток воздуха стремится поднять его вверх. Но вот впереди лес, над которым имеется нисходящий поток: самолет, попавший в его зону, будет «брошен» книзу (рис. 39). Наоборот, если самолет летел над лесом, где его «прижимало» к земле, и вдруг попал в зону восходящего воздушного потока, то его подбросит кверху.

В заключение необходимо сказать следующее о полете при неспокойной атмосфере.

Ветер и вертикальные течения на воздушную скорость самолета не влияют, поэтому потребные тяга и мощность, зависящие от воздушной скорости, тоже остаются неизменными. Отсюда следует, что, совершая полет при неспокойной атмосфере, летчик должен держать ту же скорость, как при спокойной атмосфере. Но так как сильный порывистый ветер и вертикальные течения нарушают равновесие самолета, то в этих условиях, особенно в полете на малой высоте, следует держать несколько большую скорость, т. е. иметь несколько больший *запас* скорости.

•

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Дальностью полета называется расстояние, измеренное на земной поверхности по маршруту от точки взлета до места посадки.

Продолжительностью полета называется время полета от момента взлета до момента посадки, независимо от маршрута.

§ 15. РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ) И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

Дальность полета проще всего подсчитать, если известен расход горючего на 1 км земного пути и запас горючего в килограммах. Если разделить располагаемый для горизонтального полета запас горючего $G_{г.гор}$ на километровый расход C_k (кг/км), получим дальность L в километрах. Формула для расчета выглядит, таким образом, очень просто:

$$L = \frac{G_{г.гор}}{C_k}.$$

Пример. Располагаемый запас $G_{г.гор} = 200$ кг; километровый расход $C_k = 0,4$ кг/км. Находим дальность полета:

$$L = \frac{200 \text{ кг}}{0,4 \text{ кг/км}} = 500 \text{ км}.$$

Чтобы определить продолжительность полета T , надо, очевидно, разделить вес горючего $G_{г.гор}$ на часовой расход C_h (кг/час).

Пример. Располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 200$ кг; часовой расход $C_h = 100$ кг/час. Находим продолжительность полета:

$$T = \frac{200 \text{ кг}}{100 \text{ кг/час}} = 2 \text{ часа}.$$

Располагаемым запасом горючего называют тот вес (или объем) горючего, которым летчик располагает для выполнения

задания по дальности или продолжительности горизонтального полета на определенной высоте. Располагаемый запас горючего равен весу (или объему) взятого в полет горючего минус горючее, которое надо затратить на прогрев и пробу мотора, руление, взлет, подъем на заданную высоту, спуск с нее (после выполнения задания) и посадку. Например, если после заправки самолета вес горючего в его бензобаках был 100 кг, а на взлет и подъем на высоту 1000 м надо затратить 7 кг и на посадку—3 кг, то для горизонтального полета на высоте 1000 м располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 100 - 7 - 3 = 90$ кг.

Приведенные выше формулы служат для расчета дальности и продолжительности полета. Расчет весьма прост, если известны часовой и километровой расходы.

Если же требуется предварительно найти их, то расчет усложняется, так как C_k и C_h зависят от многих факторов: воздушной скорости, полетного веса самолета, его аэродинамического качества, коэффициента полезного действия винта и удельного расхода горючего (C_k зависит еще от путевой скорости, т. е. от ветра), причем каждый из этих факторов зависит от ряда других. Получается очень сложная зависимость, и расчет усложняется. Значительно проще обстоит дело, когда C_k и C_h известны из летных испытаний самолета и для расчета дальности и продолжительности полета можно пользоваться готовыми кривыми километрового и часового расходов. Обычно так и поступают.

Пусть у нас имеются полученные из летных испытаний кривые километрового и часового расходов по воздушной скорости горизонтального полета (рис. 40 и 41). При помощи этих кривых можно быстро определить дальность и продолжительность полета при любой заданной скорости. Решим задачи.

Задача 25. Определить дальность полета у земли при безветрии самолета УТ-2 при весе $G = 938$ кг на скорости $V = 180$ км/час, если располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 130$ кг (расчетная емкость баков самолета УТ-2 в связном варианте равна 200 л, т. е. приблизительно 140 кг).

Решение. По кривой километрового расхода (рис. 40) находим, что при скорости $V = 180$ км/час километровой расход $C_k = 0,113$ кг/км. Находим дальность полета:

$$L = \frac{G_{г.гор}}{C_k} = \frac{130 \text{ кг}}{0,113 \text{ кг/км}} \approx 1150 \text{ км.}$$

Задача 26. Определить продолжительность полета у земли самолета УТ-2 при весе $G = 938$ кг на скорости $V = 160$ км/час. Располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 130$ кг.

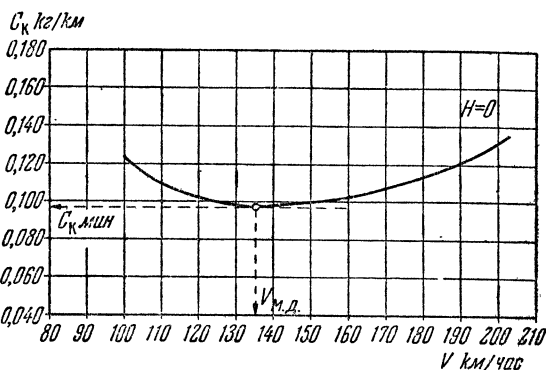


Рис. 40. Километровый расход горючего в зависимости от скорости горизонтального полета у самолета УТ-2 с мотором М-11 ($G = 938$ кг; $H = 0$).

Решение. По кривой часового расхода (рис. 41) находим, что при скорости $V=160$ км/час часовой расход $C_h=16,5$ кг/час. Находим продолжительность полета:

$$T = \frac{G_{г.гор}}{C_h} = \frac{130 \text{ кг}}{16,5 \text{ кг/час}} \approx 7 \text{ час. } 50 \text{ мин.}$$

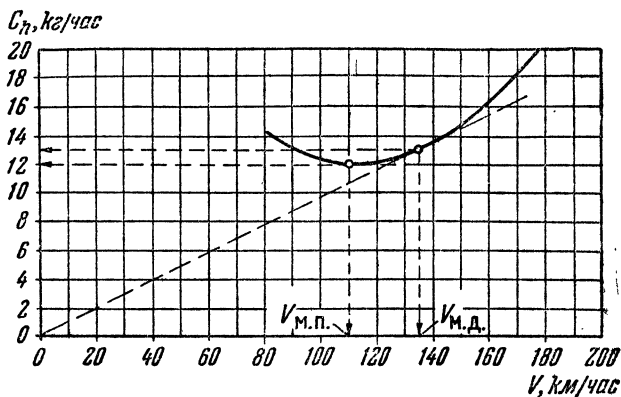


Рис. 41. Часовой расход горючего в зависимости от скорости полета у самолета УТ-2 с мотором М-11 (для $H=0$). Определение режимов максимальной дальности и максимальной продолжительности полета

§ 16. МАКСИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ) И МАКСИМАЛЬНАЯ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Из приведенных выше формул для расчета дальности и продолжительности полета хорошо видно, что максимальную дальность при данном запасе горючего мы получим при минимальном километровом расходе горючего, а максимальную продолжительность — при минимальном часовом расходе. Таким образом,

$$L_{\text{макс}} = \frac{G_{г.гор}}{C_{h \text{ мин}}} (\text{км}),$$

$$T_{\text{макс}} = \frac{G_{г.гор}}{C_{h \text{ мин}}} (\text{часов}).$$

Скорость горизонтального полета, при которой километровый расход получается минимальным и поэтому дальность полета — максимальной, называют режимом максимальной дальности ($V_{м.д.}$), или наивыгоднейшим режимом, поскольку при безветрии $V_{м.д.}$ близка к $V_{наив}$ (см. § 4).

Скорость горизонтального полета, при которой часовой расход получается минимальным и поэтому продолжительность полета — максимальной, называют режимом максимальной продолжительности ($V_{м.п.}$); скорость эта близка к экономической (см. § 6).

Для подсчета максимальной дальности и максимальной продолжительности полета мы должны, очевидно, определить по графикам мини-

мальные километровый и часовой расходы горючего; при этом определяются и режимы $V_{м.д.}$ и $V_{м.п.}$. Покажем это на следующих задачах.

Задача 27. Определить максимальную дальность полета у земли (при безветрии) и режим максимальной дальности самолета УТ-2 с мотором М-11, если располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 130$ кг.

Решение. Проведя горизонтальную касательную к кривой километрового расхода (рис. 40), находим минимальный километровый расход: $C_{к мин.} = 0,098$ кг/км; соответствующий ему режим максимальной дальности $V_{м.д.} = 135$ км/час. Определяем максимальную дальность полета:

$$L_{макс} = \frac{130}{0,098} \approx 1\,326 \text{ км.}$$

Задача 28. Определить максимальную продолжительность полета у земли и режим максимальной продолжительности самолета УТ-2 с мотором М-11, если располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 130$ кг.

Решение. Проведя горизонтальную касательную к кривой часового расхода (рис. 41), находим минимальный часовой расход: $C_h = 12$ кг/час; соответствующий ему режим максимальной продолжительности $V_{м.п.} = 110$ км/час. Определяем максимальную продолжительность полета:

$$T_{макс} = \frac{130}{12} = 10 \text{ час. } 50 \text{ мин.}$$

В наших расчетах мы пользовались для большей наглядности двумя кривыми, но основной является кривая часового расхода. Зная часовой расход, километровый нетрудно определить графически или по формуле, вывести которую очень легко.

Мы ранее имели формулы:

$$T = \frac{G_{г.гор}}{C_h} \quad \text{и} \quad L = \frac{G_{г.гор}}{C_k}.$$

Поделим вторую на первую. При этом $G_{г.гор}$ сократится и мы получим:

$$\frac{L}{T} = \frac{C_h}{C_k}.$$

Но $\frac{L}{T}$ есть средняя скорость полета относительно земли, или, если полет происходит с постоянной скоростью, просто скорость относительно земли (путевая скорость). Таким образом:

$$\frac{C_h}{C_k} = V_{зем},$$

откуда

$$C_k = \frac{C_h}{V_{зем}}.$$

При безветрии $V_{зем} = V$ и тогда $C_k = \frac{C_h}{V}$.

Пользуясь этой формулой, нетрудно при помощи кривой часового расхода найти режим максимальной дальности. Для этого надо провести

из начала координат касательную к кривой (рис. 41); перпендикуляр из точки касания на ось скоростей и покажет режим максимальной дальности — $V_{м.д.}$, что нетрудно доказать. Проведем из начала координат,

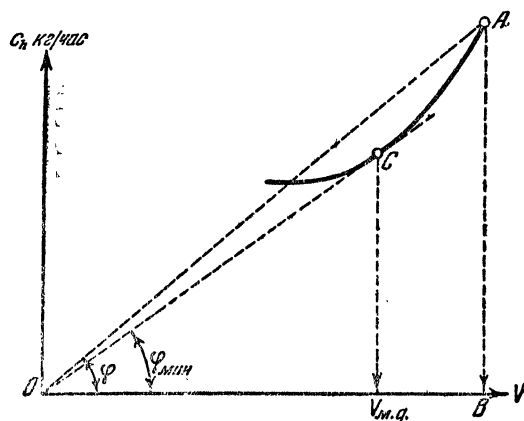


Рис. 42. К определению режима максимальной дальности по кривой часового расхода горючего

Следует заметить, что для нахождения описанным способом режима максимальной дальности по кривой часового расхода необходимо, чтобы

кроме касательной, другую прямую к какой-нибудь точке кривой (рис. 42) и опустим из этой точки перпендикуляр AB на ось скоростей. Очевидно, отношение длины этого перпендикуляра AB (равного C_h) к отмечаемой им скорости (отрезок $OB=V$) будет километровый расход, так как $C_k = \frac{C_h}{V}$. Но

наименьшее отношение $\frac{C_h}{V}$, т. е.

минимальный километровый расход, будет при наименьшем угле φ , наименьший же угол образует касательная OC . Значит перпендикуляр из точки касания на ось скоростей действительно отмечает $V_{м.д.}$.

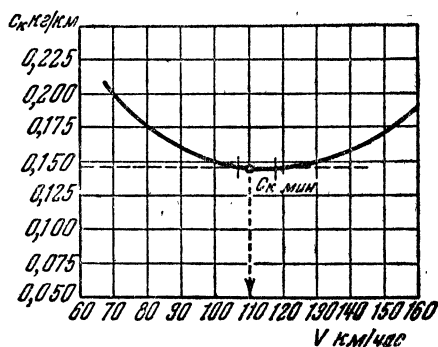


Рис. 43. Километровый расход горючего в зависимости от скорости полета у самолета По-2 ($G=890$ кг; $H=0$)

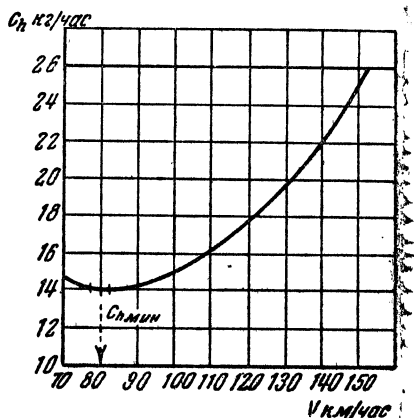


Рис. 44. Часовой расход горючего в зависимости от скорости полета у самолета По-2 ($G=890$ кг; $H=0$)

начало координат совпадало с нулевыми значениями C_h и V (как на рис. 41).

Для практики в пользовании графиками расходов горючего предлагаются две задачи.

Задача 29. Определить максимальную дальность полета самолета Пс-2 у земли (при безветрии) и режим максимальной дальности, если располагаемый запас горючего $G_{г.гор} = 65$ кг (пользуясь кривой километрового расхода, рис. 43).

Ответ: $L_{\max} = 433$ км,

$V_{м. д.} = 110$ км/час.

Задача 30. Определить максимальную продолжительность полета самолета По-2 у земли с тем же запасом горючего и режим максимальной продолжительности (пользуясь кривой часового расхода, рис. 44).

Ответ: $T_{\max} = 4$ часа 40 мин.,

$V_{м. п.} = 80$ км/час.

§ 17. ВЛИЯНИЕ ВЕСА И ВЫСОТЫ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Расход горючего зависит от полетного веса самолета. При большем весе потребуются большая скорость или больший угол атаки; как то, так и другое потребует увеличения мощности; следовательно, больше будут часовой и километровой расходы, что приведет к уменьшению дальности и продолжительности полета. При меньшем полетном весе картина получится обратная.

Расчет дальности и продолжительности обычно делают с учетом того, что в полете вес самолета непрерывно уменьшается вследствие выгорания горючего и смазочного. Это уменьшение полетного веса иногда не учитывают, если вес взятого горючего и смазочного составляет только $5 \div 7\%$ полетного веса самолета. Если же вес горючего и смазочного составляет $10 \div 20\%$, то расчет дальности и продолжительности ведут на так называемый средний вес, т. е. тот вес, который самолет будет иметь по израсходованию половины горючего и смазочного.

В некоторых случаях, например, при рекордных полетах на дальность, вес горючего и смазочного достигает 50% полетного веса самолета (и даже больше). В этих случаях расчет делают, разбивая полет на участки, для которых расчет можно вести по средним весам.

Во всех случаях для расчета нужно иметь кривые часового расхода для расчетного веса.

Высота полета также влияет на расход горючего. С увеличением высоты потребные скорость и мощность увеличиваются, поэтому изменяются часовой и километровой расходы, т. е. продолжительность и дальность полета.

Часовой расход горючего с увеличением высоты растет (вследствие увеличения потребной мощности) и, стало быть, продолжительность полета уменьшается; это относится как к самолетам с невысотными моторами, так и с высотными, с той, однако, разницей, что у последних часовой расход на расчетной высоте (на границе высотности мотора) лишь немного больше, чем у земли.

Таким образом, на всех самолетах с поршневыми моторами максимальную продолжительность полета можно получить в полете у земли.

С километровым расходом горючего дело обстоит сложнее, так как с высотой изменяется не только потребная мощность, но и потребная скорость, значит и истинная воздушная скорость. В итоге километровый расход горючего с увеличением высоты у самолета с невисотным мотором (когда высотный корректор карбюратора закрыт) при постоян-

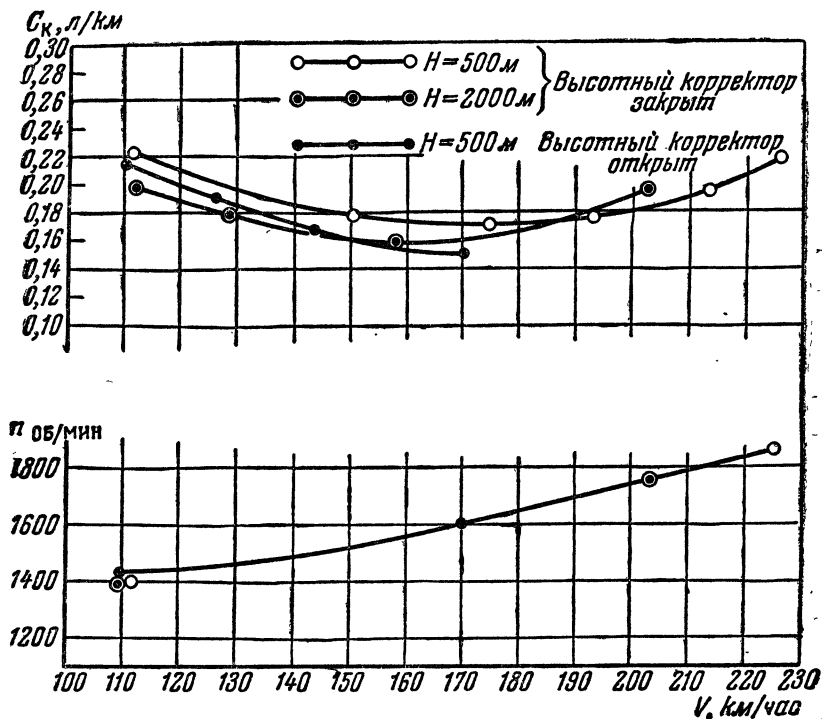


Рис. 45. Километровый расход горючего и число оборотов мотора в горизонтальном полете на разных высотах в зависимости от скорости по прибору у самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81. Подогрев воздуха выключен. Начальный вес самолета $G=1\ 090$ кг.

ной скорости мало изменяется, если скорость по прибору близка к наимыгоднейшей по прибору, но если значительно превосходит наимыгоднейшую, километровый расход увеличивается. Все это хорошо видно на рис. 45, на котором приведены кривые километрового расхода горючего в зависимости от скорости по прибору на высоте 500 и 2000 м у самолета Як-18 с мотором М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д81*. Видно также, что при открытом высотном корректоре километровый расход меньше, чем при закрытом (на одинаковой высоте $H=500$ м).

* Кривые взяты из акта НИИ ВВС СССР по результатам государственных испытаний самолета Як-18 с мотором М-11ФР (с беспоплавковым карбюратором) и винтом В-501-Д81 по определению расхода горючего и дальности полета.

Напомним здесь, что высотным корректором карбюратора называется приспособление, позволяющее регулировать состав горючей смеси по высоте полета (обеднять смесь) и тем значительно снижать расход горючего (до 10—20%). Однако пользоваться высотным корректором в горизонтальном полете разрешается только при задресселированном моторе, так как обеднение смеси на полных оборотах может повести к сильному перегреву мотора и выведению его из строя. На самолете Як-18 можно пользоваться высотным корректором только тогда, когда число оборотов мотора не превышает 1 600 об/мин, т. е. на скоростях полета, близких к наивыгоднейшей скорости, значительно меньших максимальной.

Итак, на самолетах с невысотными моторами, когда скорость не превышает или мало превышает наивыгоднейшую, километровый расход, а следовательно, и дальность полета с увеличением высоты мало изменяются. На самолетах с высотными моторами минимальный километровый расход до расчетной высоты даже уменьшается, т. е. максимальной дальности полета можно достигнуть примерно на расчетной высоте.

Из сказанного ясно, что для расчета дальности и продолжительности полета на заданной высоте надо иметь соответствующие ей кривые километрового и часового расходов горючего (или одного из них, так как, зная один, другой определить нетрудно). Мы воспользуемся для решения задач графиками на рис. 45, но предварительно сделаем несколько замечаний.

Кривые километрового расхода на рис. 45 относятся к самолету Як-18 на колесах; если самолет на лыжах, то расход горючего будет больше, так как вследствие ухудшения качества самолета возрастает потребная мощность.

Кривые на рис. 45 показывают километровый расход горючего без подогрева воздуха на входе в карбюратор. При подогреве воздуха расход несколько уменьшается.

На приводимом графике (рис. 45) километровый расход горючего дан в литрах в час, что для практических целей может быть иногда более удобным. В таких случаях и запас горючего выражают, конечно, в литрах (для перевода килограммов в литры или обратно надо знать удельный вес бензина). Располагаемый для горизонтального полета запас горючего в литрах будем обозначать $W_{г. гор.}$

Здесь следует также сказать, что графики расходов обычно даются для стандартных метеорологических условий. Если температура воздуха на заданной высоте выше стандартной, то часовой расход будет больше показанного (так как вследствие уменьшения плотности воздуха больше будет потребная мощность), если ниже стандартной—часовой расход будет меньше; в первом случае продолжительность полета, естественно, уменьшается, во втором—увеличивается. Поэтому при расчете продолжительности полета приходится вносить поправку на температуру. Километровый расход и дальность полета почти не зависят от температуры воздуха (поскольку с изменением плотности воздуха изменяется истинная скорость полета).

В заключение заметим, что при постановке заданий на дальность и продолжительность полета часто учитывают так называемый гарантийный запас горючего на случай ухудшения метеорологиче-

ских условий или неточного выполнения маршрута. Гарантийный запас обычно считают равным 10% располагаемого запаса горючего.

Решим теперь следующие задачи.

Задача 31. Определить дальность полета (при безветрии) и продолжительность полета самолета Як-18 (на колесах) с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 на высоте $H = 500$ м при скорости полета по прибору $V_{пр} = 200$ км/час.. Температура воздуха близка к стандартной. Подогреватель воздуха выключен. Начальный полетный вес самолета $G = 1\,090$ кг. При вылете полный запас горючего (после заправки) был равен 150 л. Подсчет вести с 10% гарантийным запасом горючего.

Решение. Для решения задачи прежде всего надо узнать располагаемый запас горючего (в литрах) на высоте 500 м; найдем его в следующей таблице.

Самолет Як-18 (на колесах) Полный запас горючего 150 л	Высота полета, м . . .	500	1 000	1 500	2 000	2 500	3 000
	Располагаемый запас горючего для горизонтального полета, л	136	134	131	129	125	121

Как видим, на высоте 500 м располагаемый запас горючего $G_{гор} = 136$ л, а с учетом 10% гарантийного запаса ≈ 122 л.

Теперь найдем километровый расход горючего на высоте 500 м. Для этого мы должны сначала узнать, воспользуется ли летчик высотным корректором или нет. Обращаясь к графику на рис. 45, видим, что при скорости полета по прибору 200 км/час число оборотов мотора будет около 1 750 об/мин; при таких оборотах высотный корректор должен быть закрыт, поэтому для определения километрового расхода горючего мы должны воспользоваться кривой для $H = 500$ м при закрытом корректоре (обозначенной кружками). По этой кривой находим, что при скорости по прибору 200 км/час километровый расход горючего $C_k \approx 0,18$ л/км. Находим дальность полета на высоте 500 м (с учетом гарантийного запаса горючего):

$$L_{500} = \frac{122 \text{ л}}{0,18 \text{ л/км}} \approx 680 \text{ км.}$$

Теперь определим продолжительность полета. Так как кривой часового расхода горючего у нас нет, то для нахождения часового расхода воспользуемся формулой: $C_k = \frac{C_h}{V_{зем}}$, которая при безветрии имеет вид:

$$C_k = \frac{C_h}{V},$$

где V — воздушная, т. е. истинная скорость полета. Из этой формулы следует, что часовой расход

$$C_h = C_k V.$$

Для того, чтобы узнать истинную скорость на высоте 500 м, надо к скорости по прибору внести поправку на высоту. Из таблицы § 10 находим, что для высоты 500 м поправка равна 2,4%. Следовательно,

$$V_{500} = 200 \frac{102,4}{100} \approx 205 \text{ км/час.}$$

Находим часовой расход:

$$C_h = 0,18 \cdot 205 = 36,9 \text{ л/час.}$$

Находим продолжительность на высоте 500 м с учетом гарантийного запаса горючего:

$$T_{500} = \frac{122 \text{ л}}{36,9 \text{ л/час}} = 3 \text{ часа } 18 \text{ мин.}$$

Задача 32. Определить максимальную дальность полета (при безветрии) и режим максимальной дальности по прибору самолета Як-18 (на колесах) с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 на высоте $H = 500$ м. Температура воздуха близка к стандартной. Подогреватель воздуха выключен. Начальный полетный вес самолета $G = 1090$ кг. При вылете полный запас бензина был равен 150 л. Подсчет вести с 10% гарантийным запасом горючего.

Для определения максимальной дальности полета надо найти минимальный километровый расход горючего на высоте 500 м. Но какой кривой для высоты 500 м нам следует воспользоваться — с закрытым или открытым корректором? Если провести горизонтальные касательные к обеим кривым, то в обоих случаях минимальный километровый расход будет соответствовать скорости по прибору 170 км/час. Обращаясь к нижней части рис. 45, видим, что при этих скоростях число оборотов примерно равно 1600 об/мин; следовательно, высотный корректор может быть открыт. Находим минимальный километровый расход:

$$C_{k \text{ мин}} \approx 0,15 \text{ л/км.}$$

Находим максимальную дальность полета на высоте 500 м с учетом гарантийного запаса горючего:

$$L_{500 \text{ макс}} \approx \frac{122}{0,15 \text{ л/км}} \approx 813 \text{ км.}$$

Из сказанного выше следует, что при безветрии на высоте 500 м режим максимальной дальности по прибору $V_{\text{пр. м. д.}} \approx 170$ км/час.

В заключение напомним, что максимальную продолжительность полета на этом режиме мы не получим. Режим максимальной продолжи-

тельности полета, как было показано в предыдущем параграфе, соответствует минимальному часовому расходу, который можно найти по кривой часового расхода горючего. Если мы ее не имеем (как в данном случае), то построить ее нетрудно, найдя с помощью кривой километрового расхода ряд значений часового расхода при разных скоростях полета.

§ 18. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Ветер не влияет на воздушную скорость, а значит и на часовой расход C_h , поскольку последний на данной высоте и при данном весе самолета зависит в конечном счете лишь от воздушной скорости. Поэтому на продолжительность полета при данной воздушной скорости ветер не влияет. Иначе обстоит дело с дальностью полета, поскольку ветер влияет на скорость самолета относительно земли. Следовательно, при наличии ветра расход горючего на 1 км пути, а тем самым и дальность полета зависят не только от воздушной скорости, но еще и от скорости ветра. Это хорошо видно из формулы километрового расхода:

$$C_k = \frac{C_h}{V_{\text{зем}}}.$$

При ветре путевая скорость $V_{\text{зем}}$ не равна воздушной скорости V , поэтому ее надо считать по формуле:

$$V_{\text{зем}} = V \pm W,$$

где W — скорость ветра, и знак плюс надо брать для попутного ветра, а знак минус — для встречного.

Подставляя эту формулу в предыдущую, получим:

$$C_k = \frac{C_h}{V \pm W},$$

где скорости V и W должны быть выражены в км/час.

Формула показывает, что попутный ветер уменьшает километровый расход горючего, а встречный — увеличивает. Следовательно, *при попутном ветре дальность полета увеличивается, а при встречном — уменьшается*. При этом изменяется и режим максимальной дальности, т. е. та воздушная скорость, которая необходима при том или ином ветре для получения максимальной дальности полета.

Режимы максимальной дальности при попутном и встречном ветре нетрудно найти по кривой часового расхода горючего подобно тому, как мы находили с ее помощью этот режим при безветрии. *Влияние ветра на дальность полета тем сильнее, чем тихходнее самолет*. Поэтому в качестве примера найдем режимы максимальной дальности самолета По-2 (при $G = 890$ кг и $H = 0$) при попутном и встречном ветре (рис. 46); в обоих случаях скорость ветра $W = 14$ м/сек ≈ 50 км/час.

Так как при попутном ветре путевая скорость $V_{\text{зем}} = V + W$, то, следовательно, к каждой из воздушных скоростей, помеченных на горизонтальной оси (рис. 46), надо прибавить скорость ветра $W = 50$ км/час. Если это проделать, вся кривая C_h сдвинется вправо. Но проще перенести начало координат влево на отрезок, соответствующий скорости 50 км/час. Тогда, проведя из нового начала координат O' касательную

к кривой и опустив из точки касания перпендикуляр на ось скоростей, прочитаем на ней воздушную скорость, которую летчик должен держать для получения максимальной дальности при взятом нами попутном ветре. Она равна 97 км/час.

При встречном ветре путевая скорость $V_{\text{зем}} = V - W$, поэтому начало координат надо перенести вправо. Затем уже указанным способом най-

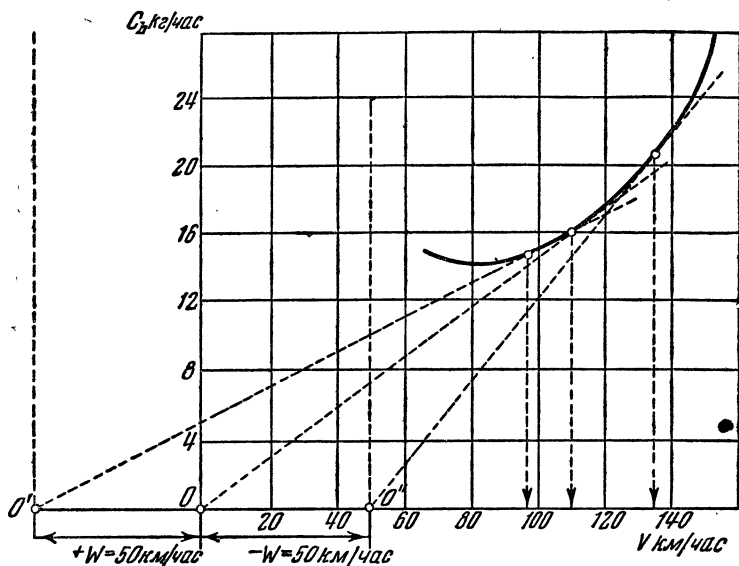


Рис. 46. Определение режима максимальной дальности при безветрии, при попутном ветре и при встречном ветре (в обоих случаях скорость ветра $W = 14 \text{ м/сек} = 50 \text{ км/час}$)

дем воздушную скорость, которую летчик должен держать для получения максимальной дальности при взятом встречном ветре. Она равна 135 км/час.

Таким образом, для самолета По-2 при нормальной нагрузке для полета у земли мы имеем:

При безветрии	При попутном ветре $W = 50 \text{ км/час}$	При встречном ветре $W = 50 \text{ км/час}$
$V_{\text{м. д.}} = 110 \text{ км/час}$	$V_{\text{м. д.}} = 97 \text{ км/час}$	$V_{\text{м. д.}} = 135 \text{ км/час}$

Следовательно, желая достичь наибольшей дальности, летчик должен при попутном ветре переходить на меньшую скорость по прибору (по сравнению с безветрием), а при встречном — на большую.

Мы рассмотрели влияние попутного и встречного ветра на дальность. Боковой ветер (попутно-боковой, встречно-боковой) тоже влияет на путевую скорость, а тем самым — на километровый расход горючего и на дальность полета. В этом случае приходится учитывать не только ско-

тость ветра, но и угол сноса, что, естественно, усложняет расчет дальности полета.

В практике часто приходится делать расчет дальности для полета с возвратом. В таких случаях влияние ветра учитывают отдельно — для полета к цели и обратно. На первый взгляд кажется, что средний расход горючего на весь полет будет такой же, как и в безветрие. Но это не так, в чем нетрудно убедиться по величине километровых расходов в нашем примере. При полете в безветрие (рис. 46) часовой расход $C_h = 16 \text{ кг/час}$ и путевая скорость $V_{\text{зем}} = \bar{V} = 110 \text{ км/час}$. Отсюда километровый расход получится такой:

$$C_k = \frac{C_h}{V_{\text{зем}}} = \frac{16 \text{ кг/час}}{110 \text{ км/час}} \approx 0,145 \text{ кг/км}.$$

При встречном ветре силой 50 км/час часовой расход $C_h = 21 \text{ кг/час}$ и путевая скорость $V_{\text{зем}} = V - W = 135 - 50 = 85 \text{ км/час}$. Километровый расход будет:

$$C_k = \frac{21 \text{ кг/час}}{85 \text{ км/час}} = 0,247 \text{ кг/км}.$$

При попутном ветре $C_h = 15 \text{ кг/час}$ и $V_{\text{зем}} = 97 + 50 = 147 \text{ км/час}$, откуда

$$C_k = \frac{15 \text{ кг/час}}{147 \text{ км/час}} \approx 0,102 \text{ кг/км}.$$

Следовательно, при ветре средний километровый расход в полете до цели и обратно будет следующий:

$$C_{k \text{ ср}} = \frac{0,247 + 0,102}{2} \approx 0,175 \text{ кг/км},$$

т. е. заметно больше, чем при безветрии.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

Установившимся подъемом называется равномерно-прямолинейный полет вверх по наклонной траектории (рис. 47). Угол θ , который траектория подъема составляет с горизонталью, называется углом подъема.

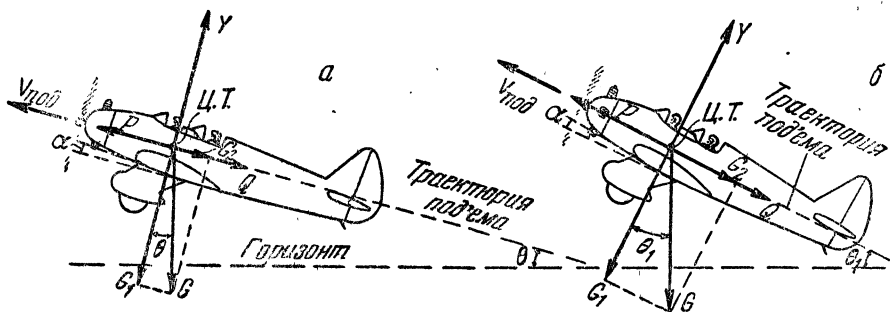


Рис. 47. Силы, действующие на самолет при установившемся подъеме: а—пологом; б—крутом (угол подъема для наглядности преувеличен)

§ 19. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ ПОДЪЕМЕ

При установившемся подъеме на самолет действуют следующие силы: подъемная сила Y , направленная перпендикулярно движению, сила веса G , сила лобового сопротивления Q , направленная прямо против движения, сила тяги винта P , направленная по направлению движения. Для установившегося подъема необходимо, чтобы все эти силы находились в равновесии.

Подъемная сила Y здесь не вертикальна и не уравнивает силу веса (как это имеет место в горизонтальном полете). Разложим силу веса G на две составляющих—перпендикулярную и параллельную направлению движения. Получим силы G_1 и G_2 . Из рис. 47 видно, что подъемная сила Y уравнивает только одну составляющую веса—

силу G_1 . Другую же составляющую веса—силу G_2 вместе с силой лобового сопротивления Q должна уравновешивать сила тяги винта P .

Таким образом, для установившегося подъема необходимо выполнение следующих двух условий:

$$Y = G_1;$$

$$P = Q + G_2.$$

Отсюда следует, что при установившемся подъеме:

1. Подъемная сила должна быть *меньше* веса самолета, так как она уравновешивает только составляющую веса—силу G_1 .

2. Тяга винта должна быть *больше лобового сопротивления* на величину составляющей веса—силы G_2 (т. е. тяга винта частично выполняет здесь роль подъемной силы).

На рис. 47,б дана та же схема сил, но при более крутом подъеме. Она показывает, что с увеличением угла подъема сила G_1 уменьшается, а сила G_2 возрастает. Выразим эту зависимость тригонометрически. Угол между силами G и G_1 равен углу подъема (так как стороны обоих углов по построению взаимно перпендикулярны), а катет прямоугольного треугольника, противолежащий этому углу, равен силе G_2 . Следовательно, сила $G_1 = G \cos \theta$, а сила $G_2 = G \sin \theta$. Если подставить эти выражения в написанные выше условия равновесия сил при подъеме, то последние примут такой вид:

$$Y = G \cos \theta;$$

$$P = Q + G \sin \theta.$$

Эти формулы позволят нам выяснить летные свойства самолета при подъеме.

§ 20. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Скорость, потребную для подъема, можно найти подобно тому, как мы находили скорость, потребную для горизонтального полета.

В предыдущем параграфе мы выяснили, что подъемная сила при подъеме

$$Y = G_1 = G \cos \theta.$$

С другой стороны, подъемную силу при подъеме, обозначив скорость при подъеме через $V_{\text{под}}$, можно записать так:

$$Y = c_y S \frac{\rho V_{\text{под}}^2}{2}.$$

Следовательно,

$$c_y S \frac{\rho V_{\text{под}}^2}{2} = G \cos \theta.$$

Решая это уравнение относительно $V_{\text{под}}$, получим

$$V_{\text{под}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{c_y \rho S}}.$$

Для удобства выделим величину $\sqrt{\cos \theta}$ отдельным множителем:

$$V_{\text{пол}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \sqrt{\cos \theta}.$$

Но первый множитель дает скорость, потребную для горизонтального полета. Поэтому можем написать:

$$V_{\text{пол}} = V_{\text{гор}} \sqrt{\cos \theta},$$

т. е. *скорость, потребная для подъема при некотором угле атаки, равна скорости, потребной для горизонтального полета при том же угле атаки, помноженной на квадратный корень из косинуса угла подъема.*

Так как $\cos \theta$ всегда меньше единицы, то и $\sqrt{\cos \theta}$ меньше единицы. Следовательно, *скорость при подъеме всегда меньше скорости горизонтального полета при том же угле атаки.*

Но на практике разница часто получается незначительной, так как угол подъема большинства самолетов редко превышает $10 \div 15^\circ$, а при таких углах $\sqrt{\cos \theta}$ близок к единице.

Пример. Самолет развивает в горизонтальном полете при некотором угле атаки скорость $V = 200$ км/час. Определить скорость при подъеме с тем же углом атаки, если угол подъема $\theta = 10^\circ$.

Пользуясь тригонометрическими таблицами, находим, что $\sqrt{\cos 10^\circ} = 0,992$. Следовательно, скорость при подъеме

$$V_{\text{пол}} = 200 \cdot 0,992 = 198,4 \text{ км/час},$$

т. е. *разница между скоростями горизонтального полета и подъема составляет в данном случае всего лишь 1,6 км/час, что трудно заметить на шкале указателя скорости.*

§ 21. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА. УГОЛ ПОДЪЕМА.

НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Выше мы получили, что при подъеме тяга

$$P = Q + G \sin \theta.$$

Эта формула показывает, что сила тяги, потребная для подъема, складывается из двух частей: одна из них необходима для преодоления силы лобового сопротивления Q , другая—для преодоления составляющей силы веса $G \sin \theta$.

Лобовое сопротивление при подъеме с малым углом θ (до $10 - 12^\circ$) можно считать равным лобовому сопротивлению или потребной тяге в горизонтальном полете. Поэтому можно сказать, что потребная для подъема тяга складывается из тяги, потребной для горизонтального полета, и тяги, необходимой для преодоления составляющей веса $G \sin \theta$.

Откуда же берется эта дополнительная тяга, необходимая для преодоления составляющей веса?

Рассматривая зависимость потребной и располагаемой тяг от скорости (§ 5), мы убедились, что при всех скоростях, кроме максимальной, имеется некоторый запас, или избыток, тяги. Из этого запаса тяги

и черпается тяга, необходимая для преодоления составляющей силы веса. Чтобы убедиться в этом, обратимся к диаграмме потребной и располагаемой тяг в горизонтальном полете (см. рис. 14).

Пусть, например, летчик совершает горизонтальный полет на самолете Як-18 (при весе $G = 1\,050$ кг) со скоростью 180 км/час. При такой скорости мотор задресселирован, так как самолет требует для полета меньшую тягу, чем располагаемая на полном газе, поэтому имеется избыток тяги $\Delta P = 67$ кг. Если летчик даст полный газ, сохраняя прежний угол атаки, то самолет уже не сможет продолжать горизонтальный полет и перейдет на подъем, причем избыток тяги 67 кг и будет той тягой, которая необходима для преодоления составляющей силы веса. Подъем будет происходить со скоростью около 180 км/час. Каков будет при этом угол подъема, мы сейчас увидим.

Угол подъема. Если избыток тяги, имеющийся в горизонтальном полете как бы в скрытом состоянии, при подъеме идет на уравнивание составляющей силы веса, то можно написать:

$$\Delta P = G \sin \theta,$$

откуда

$$\sin \theta = \frac{\Delta P}{G}.$$

Зная $\sin \theta$, найдем по таблицам тригонометрических величин угол подъема θ . В нашем примере $\Delta P = 67$ кг и $G = 1\,050$ кг. Следовательно,

$$\sin \theta = \frac{67}{1\,050} = 0,063.$$

Из последней формулы и приведенного примера можно сделать следующие выводы:

1. Угол подъема тем больше, чем больше избыток тяги и чем меньше вес самолета. Так как избыток тяги в горизонтальном полете при разных скоростях различен, то каждой скорости полета соответствует вполне определенный угол подъема.

2. Максимальный угол подъема получается при максимальном избытке тяги. Последний в горизонтальном полете бывает при скорости, лежащей между наивыгоднейшей и экономической. Этой скорости по траектории и соответствует наибольший угол подъема.

Определить наибольший угол подъема нетрудно, если известна величина максимального избытка тяги. Так, для самолета Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 (при $G = 1\,050$ кг) максимальный избыток тяги $\Delta P \approx 90$ кг (при скорости полета $V = 140$ км/час), следовательно,

$$\sin \theta_{\text{макс}} \approx \frac{90}{1\,050} \approx 0,086,$$

откуда наибольший угол подъема

$$\theta_{\text{макс}} \approx 5^\circ.$$

Этому углу подъема соответствует скорость $V_{\text{под}} \approx 140$ км/час.

На практике, если вы знаете у своего самолета эту скорость (при данном его весе), установить наибольший угол подъема не представляет труда. Для этого, дав полный газ, устанавливаете руль высоты так, чтобы прибор показал нужную скорость. Тогда получится самый крутой подъем.

Но необходимо здесь же сделать молодому летчику следующее предостережение.

Самый крутой подъем—это не самый быстрый подъем и поэтому практического значения не имеет. Кроме того, самый крутой подъем, как будет показано дальше, связан с *риском потери скорости*. Такой подъем применим лишь в целях изучения летных свойств самолета после того, как будет всесторонне усвоена техника пилотирования, причем применим он только на безопасной высоте.

Наклон самолета при подъеме. Итак, подъем может быть осуществлен при различных углах атаки α и различных углах подъема θ . В зависимости от величины этих углов и угла установки крыла $\varphi_{кр}$ самолет будет иметь тот или иной наклон к горизонту.

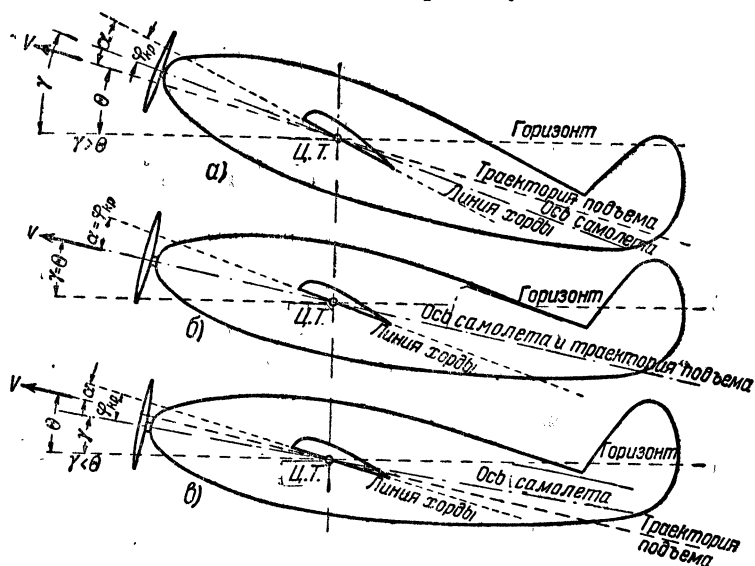


Рис. 48. Наклон самолета к горизонту при подъеме на разных скоростях

Угол наклона самолета к горизонту γ , составляемый осью самолета с горизонтом (рис. 48, а), складывается из угла подъема θ , угла атаки α и угла установки крыла $\varphi_{кр}$ следующим образом:

$$\gamma = \theta + \alpha - \varphi_{кр}.$$

В частном случае, когда угол атаки равен углу установки крыла, т. е. $\alpha = \varphi_{кр}$, тогда ось самолета параллельна траектории полета (рис. 48, б) и угол наклона равен углу подъема, т. е. $\gamma = \theta$.

Наконец, подъем может быть осуществлен и при очень малых углах атаки, меньших угла установки (рис. 48, в). В этом случае $\gamma < \theta$.

Из сказанного ясно, что точно судить об угле подъема по наклону самолета, т. е. по положению капота относительно горизонта, летчик может только при $\alpha = \varphi_{кр}$, когда $\gamma = \theta$, в остальных же случаях—только приблизительно. Такие навыки в начале обучения полетам для курсанта необходимы. В дальнейшем летчику полезно контролировать себя показанием указателя скорости, так как точным ориентиром для определения угла подъема является скорость полета (показание прибора), поскольку угол подъема зависит от угла атаки, а тем самым—от скорости.

§ 22. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

Чтобы подсчитать мощность, потребную для подъема, надо потребную для подъема тягу умножить на скорость по траектории при подъеме $V_{под}$. Потребная для подъема тяга $P = Q + G \sin \theta$. Следовательно, потребная для подъема мощность (в лошадиных силах) выразится так:

$$N_{под} = \frac{QV_{под}}{75} + \frac{G \sin \theta V_{под}}{75}.$$

Мощность $\frac{QV}{75}$ необходима для преодоления лобового сопротивления самолета при подъеме. При малых углах θ эту мощность без большой погрешности можно считать равной мощности, потребной для горизонтального полета.

Посмотрим теперь, что представляет собой второе слагаемое в написанной выше формуле.

При подъеме вектор скорости $V_{под}$ наклонен к горизонту под углом θ (рис. 49). Поэтому

$$V_{под} \sin \theta = V_v,$$

где V_v вертикальная составляющая скорости $V_{под}$, или, как ее чаще называют, *вертикальная скорость подъема*. Следовательно, второе слагаемое можно записать так:

$$\frac{G \sin \theta V_{под}}{75} = \frac{GV_v}{75},$$

т. е. второе слагаемое выражает мощность, затрачиваемую на создание вертикальной скорости V_v , иначе говоря—на перемещение самолета по вертикали со скоростью V_v . Эта мощность расходуется из того запаса мощности, который имеется в горизонтальном полете на скоростях, меньших максимальной.

Приведем для иллюстрации пример.

Допустим, летчик совершает горизонтальный полет у земли на самолете Як-18 весом $G = 1\,050$ кг со скоростью $V = 180$ км/час (50 м/сек). При такой скорости для горизонтального полета самолета Як-18 на нулевой высоте (см. рис. 15) требуется мощность всего 62 л. с. и имеется избыток (запас) мощности ΔN , равный приблизительно 45 л. с. Этот *избыток мощности и расходуется на создание вертикальной скорости*. Следовательно:

$$\Delta N = \frac{GV}{75}.$$

Эта формула нам сейчас пригодится.

§ 23. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА

При подъеме самолет, двигаясь по наклонной траектории, набирает высоту. Прирост высоты в 1 секунду называется вертикальной

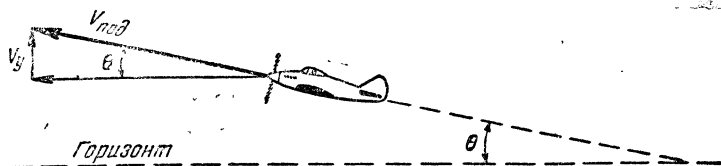


Рис. 49. Скорость при подъеме и вертикальная скорость подъема

с к о р о с т ь ю и обозначается буквой V_y . (рис. 49). Из рисунка видно, что

$$\frac{V_y}{V_{\text{под}}} = \sin \theta,$$

откуда

$$V_y = V_{\text{под}} \sin \theta,$$

т. е. вертикальная скорость тем больше, чем больше скорость по траектории и чем больше угол подъема. Если угол и скорость подъема известны, то нетрудно вычислить вертикальную скорость.

Пример. Скорость самолета при подъеме $V_{\text{под}} = 144 \text{ км/час}$ и угол $\theta = 10^\circ$. Определить вертикальную скорость.

Выразим скорость $V_{\text{под}}$ в м/сек. Получаем $V_{\text{под}} = 144 \text{ км/час} = 40 \text{ м/сек}$. Далее по таблицам тригонометрических величин находим, что $\sin 10^\circ = 0,17$. Тогда вертикальная скорость будет такая:

$$V_y = 40 \cdot 0,17 = 6,8 \text{ м/сек}.$$

Но удобнее определять вертикальную скорость иначе. Вертикальная скорость зависит от избытка мощности, который расходуется на подъем веса самолета и равен $\Delta N = \frac{GV_y}{75}$. Отсюда находим вертикальную скорость

$$V_y = \frac{75 \Delta N}{G},$$

т. е. вертикальная скорость будет тем больше, чем больше избыток мощности и чем меньше вес самолета.

В примере, рассмотренном в предыдущем параграфе, у самолета Як-18 при весе $G = 1\,050 \text{ кг}$ избыток мощности $\Delta N = 45 \text{ л. с.}$ Следовательно, вертикальная скорость

$$V_y = \frac{75 \cdot 45}{1\,050} \approx 3,2 \text{ м/сек}.$$

Из формулы видно, что максимальную вертикальную скорость самолет будет иметь при максимальном избытке мощности, т. е.

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{75 \Delta N_{\text{макс}}}{G}.$$

Например, у самолета Як-18 при весе $G = 1\,050 \text{ кг}$ максимальный избыток мощности в горизонтальном полете у земли равен 50 л. с. Следова-

тельно, у самолета Як-18 максимальная вертикальная скорость будет такая:

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{75 \cdot 50}{1050} \approx 3,6 \text{ м/сек.}$$

Максимальный избыток мощности получается между наимыгоднейшей и экономической скоростями, но ближе к первой (например, у самолета Як-18 эта скорость равна 150 км/час, см. рис. 15). Поэтому *самый быстрый подъем получится при скорости, близкой к наимыгоднейшей*. Для осуществления такого подъема вы должны при полном газе установить рулем высоты соответствующий угол атаки.

§ 24. ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПОДЪЕМА. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПОДЪЕМА

Зависимость угла подъема от вертикальной скорости и скорости по траектории можно изобразить графически в виде кривой, которую называют *полярой скоростей подъема* (рис. 50). Метод построения ее следующий:

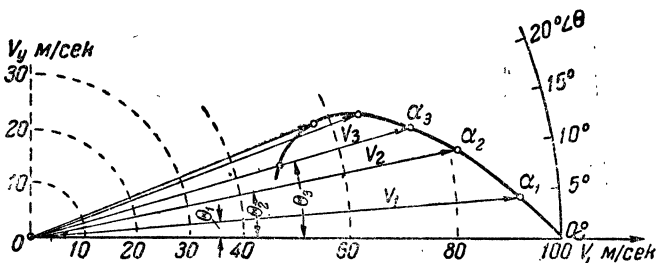


Рис. 50. Построение поляры скоростей подъема

Сначала вычисляют углы подъема при различных скоростях по траектории. Затем от начала O оси скоростей (рис. 50) откладывают при помощи транспортира найденные углы подъема $\theta_1, \theta_2, \theta_3 \dots$ и вдоль них — в желаемом масштабе — соответствующие им скорости $V_1, V_2, V_3 \dots$ в м/сек (если нужно, помечают концы векторов скоростей соответствующими углами атаки $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$). Соединив концы векторов скоростей плавной кривой, получают поляру скоростей подъема. Если из начала оси скоростей восставить перпендикуляр и разметить его в том же масштабе, что и ось скоростей, то этой новой осью можно будет пользоваться для чтения вертикальных скоростей V_y .

На рис. 51 приведена поляра скоростей подъема у земли самолета Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 (при $G=1050$ кг). Пользование полярой понятно из построения.

Если провести касательную к кривой параллельно оси скоростей (рис. 51), то точка касания обозначит угол атаки, при котором *вертикальная скорость будет максимальной, т. е. укажет режим наиболее быстрого подъема*. Скорость полета, которую летчик должен держать, чтобы получить этот угол подъема, можно прочесть, измерив скорость (или снеся по дуге) по масштабу оси V .

Если провести касательную к кривой из начала координат, то она отметит угол атаки, при котором угол подъема будет максимальным (наиболее крутой подъем).

Точка пересечения поляры с осью V отмечает режим полета с максимальной скоростью по горизонтали.

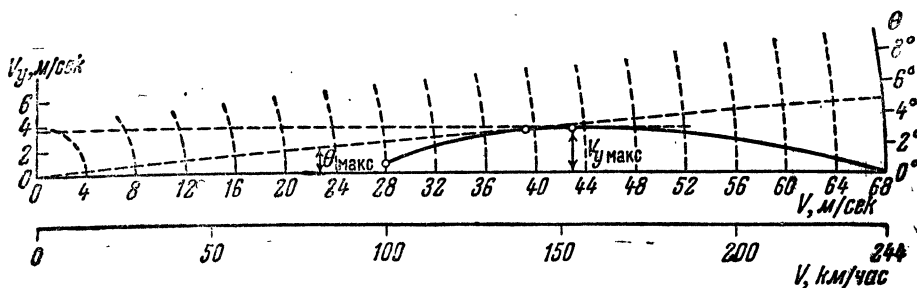


Рис. 51. Поляра скоростей подъема (у земли) самолета Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 ($G=1\ 050\ кг$)

Первые и вторые режимы подъема. Прямые лучи, проведенные из начала координат к разным точкам кривой, дают нам величину и направление скоростей подъема. И если представить, что из одной точки одновременно и в одном направлении вылетело несколько одинаковых во всех отношениях самолетов на полном газе, но с разными углами подъема

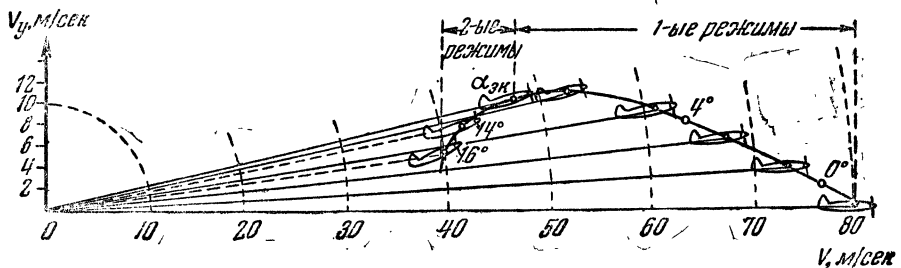


Рис. 52. Первые и вторые режимы подъема

и разными скоростями, то через 1 секунду они, очевидно, расположатся бы на кривой, как показано на рис. 52.

Нижний самолет летит с углом атаки, соответствующим максимальной скорости горизонтального полета (угол подъема и вертикальная скорость равны нулю). Следующий самолет летит с несколько большим углом атаки, скорость полета меньше, самолет полого поднимается. Дальше, по мере увеличения угла атаки и уменьшения скорости, угол подъема и вертикальная скорость возрастают. На режиме самого быстрого подъема вертикальная скорость достигает максимума, т. е. этот самолет будет быстрее всех набирать высоту. Затем идет режим наиболее крутого подъема, для которого угол подъема максимален, но вертикальная скорость уже уменьшается.

При дальнейшем увеличении угла атаки и уменьшении скорости (левые самолеты) угол подъема и вертикальная скорость становятся

все меньше (несмотря на полный газ) и на критическом угле атаки практически приходят к нулю.

Следовательно, поведение самолета при подъеме на малых и на больших углах атаки противоположно. Отсюда вытекает понятие о первых и вторых режимах подъема, аналогичных первым и вторым режимам горизонтального полета.

Область режимов, где с увеличением угла атаки угол подъема возрастает, называется областью *первых режимов подъема*.

Область режимов, где с увеличением угла атаки угол подъема уменьшается, называется областью *вторых режимов подъема*.

Границей между первыми и вторыми режимами является наиболее крутой подъем.

Подъем на вторых режимах труднее, так как на больших углах атаки самолет не так устойчив, как на малых, и хуже управляется; кроме того, на вторых режимах изменяется управление самолетом. На первых режимах, если летчик берет ручку управления на себя (увеличивает угол атаки), угол подъема увеличивается. На вторых режимах такое же движение ручкой (увеличение угла атаки) уменьшает угол подъема.

Однако отсюда не следует, что на вторых режимах меняется действие руля высоты (как иногда думают летчики). Как на первых, так и на вторых режимах при взятии ручки управления на себя угол атаки увеличивается, при даче от себя — уменьшается. Различным является поведение самолета при одинаковом изменении угла атаки: на первых режимах наклон траектории полета изменяется в ту же сторону, что и угол атаки, на вторых режимах наклон траектории изменяется в обратную сторону (т. е. при увеличении угла α угол θ уменьшается).

Летая всегда на первых режимах, летчик привыкает к тому, что если он берет ручку управления на себя, то угол подъема увеличивается, а если дает от себя, то угол подъема уменьшается. На вторых режимах происходит обратное и это часто сбивает начинающего летчика: если самолет попал в область вторых режимов, летчик, заметив, что самолет начинает «проваливаться» (парашютировать) и стремясь «поддержать» самолет, еще больше берет ручку на себя (еще больше увеличивает угол атаки), в результате чего скорость падает до уровня критической, и самолет, потеряв скорость, сваливается на крыло. На малой высоте последнее чревато серьезными последствиями.

Из сказанного следует правило: если самолет начинает проваливаться, надо не выбирать ручку на себя, а, наоборот, плавно давать ее от себя, чтобы уменьшить угол атаки и увеличить скорость (набрать скорость).

Другое правило: подъем до безопасной высоты никогда не следует делать на вторых режимах и на границе режимов (наиболее крутой подъем).

Таким образом, до безопасной высоты подъем не следует осуществлять на скорости, меньше наивыгоднейшей. Мало того, чтобы гарантировать себя от возможной опасной ошибки, в начале обучения полетам подъем до безопасной высоты рекомендуется делать на скорости, немного превышающей наивыгоднейшую.

§ 25. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ. «ПОТОЛОК» САМОЛЕТА. ПОДЪЕМ НА «ПОТОЛОК». СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Если самолет снабжен невысотным мотором, то по мере подъема избыток мощности уменьшается. Вертикальная скорость, прямо пропорциональная избытку мощности, также будет уменьшаться. Та высота, на которой максимальный избыток мощности станет равен нулю, вследствие чего станет равна нулю и максимальная вертикальная скорость,

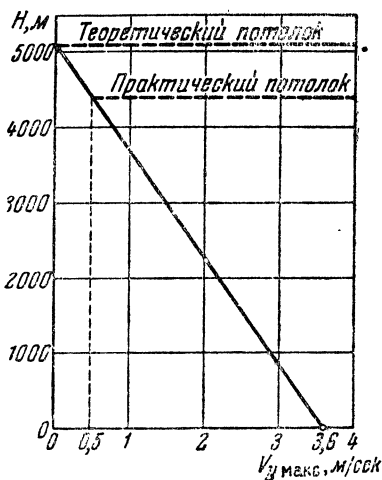


Рис. 53. Изменение максимальной вертикальной скорости подъема самолета Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81

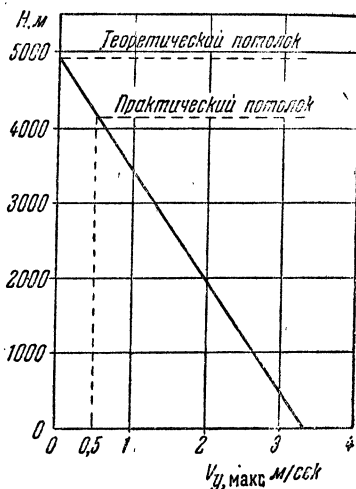


Рис. 54. Изменение максимальной вертикальной скорости подъема самолета УТ-2 с мотором М-11

называется теоретическим потолком самолета. На потолке самолет может лететь горизонтально с одной единственной скоростью.

Для того, чтобы узнать, как уменьшается с высотой максимальная вертикальная скорость, находят максимальный избыток мощности $\Delta N_{\text{макс}}$ на разных высотах, пользуясь для этого кривыми потребных и располагаемых мощностей данного самолета для этих высот; затем по формуле

$$V_{y, \text{ макс}} = \frac{75 \Delta N}{G}$$
 вычисляют максимальные вертикальные скорости на этих

высотах, в результате чего получают ряд значений $V_{y, \text{ макс}}$ по высоте. Откладывая эти значения по горизонтальной оси координат, а соответствующие высоты — по вертикальной и строя обычным способом кривую, получают график (рис. 53, 54, 55), наглядно показывающий, как с высотой уменьшается $V_{y, \text{ макс}}$ данного самолета. На наших рисунках кривые построены для самолета Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81, самолета УТ-2 с мотором М-11 и самолета По-2 с тем же мотором. Эти кривые

имеют вид почти прямой линии, т. е. вертикальная скорость уменьшается с высотой почти равномерно. Точка пересечения кривой $V_{y \text{ макс}}$ с вертикалью, соответствующая нулевому значению $V_{y \text{ макс}}$, отмечает теоретический потолок самолета.

Теоретический потолок самолета на практике недостижим. В самом деле, вертикальная скорость по мере приближения к нулю имела бы столь малую и все уменьшающуюся величину, что для подъема до теоретического потолка потребовалось бы бесконечное время. Ввиду этого было введено понятие — *практический потолок*. Практический потолок — это высота, на которой $V_{y \text{ макс}} \approx 0,5 \text{ м/сек}$, так как с еще меньшей вертикальной скоростью подъем уже нецелесообразен (за исключением отдельных

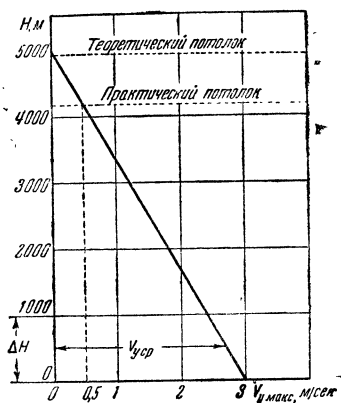


Рис. 55. Изменение максимальной вертикальной скорости самолета По-2 с мотором М-11

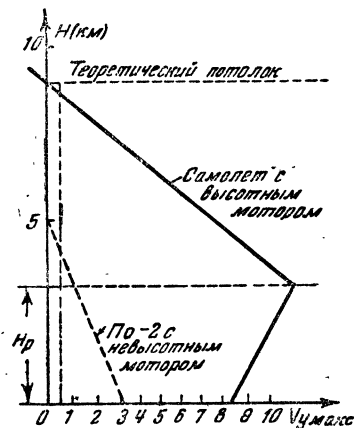


Рис. 56. Сравнительный примерный график изменения максимальной вертикальной скорости по высоте у самолета с высотным мотором и с невысотным

случаев, например, при рекордном полете на высоту). При этом условии практический потолок самолета Як-18 получается около 4 500 м (теоретический — 5 100 м). У самолета УТ-2 практический потолок — около 4 200 м (теоретический — около 5 000 м). У самолета По-2 практический потолок — около 4 200 м (теоретический — около 5 000 м).

Если самолет снабжен высотным мотором, у которого мощность сперва растет до расчетной высоты H_p , а затем падает, то избыток мощности, а следовательно, и максимальная вертикальная скорость также сначала растут и уменьшаются лишь выше расчетной высоты (рис. 56). Естественно, что в результате этого мы будем иметь значительное увеличение потолка самолета.

Подъем на потолок. Возникает вопрос, какую скорость по прибору должен держать летчик для того, чтобы вертикальная скорость во все время подъема от земли до потолка была максимальной, т. е. для наиболее быстрого подъема на высоту потолка?

Для наиболее быстрого подъема нужна скорость, при которой избыток мощности максимален. Такой скоростью у земли является скорость,

близкая к наивыгоднейшей скорости горизонтального полета. Так как у земли прибор показывает истинную скорость, то в начале подъема летчик и должен держать по прибору наивыгоднейшую скорость. Но по мере поднятия на высоту скорость увеличивается, тогда как прибор при неизменном угле атаки попрежнему показывает «земную» скорость. Поэтому если летчик во все время подъема будет держать ту скорость, с которой он начал подъем (не будет изменять угла атаки), то на некоторой высоте истинная скорость окажется больше той, которая нужна для наиболее быстрого подъема (подъем замедлится, и самолет не достигнет потолка). Отсюда следует, что по мере подъема летчик должен несколько уменьшать скорость по прибору, т. е. несколько увеличивать угол атаки. На высоте потолка самолет может лететь только горизонтально лишь с одной, а именно *экономической* скоростью. Следовательно, к потолку летчик должен подойти на *экономической* скорости.

Таким образом, для осуществления наиболее быстрого подъема на высоту практического потолка летчик должен начать подъем с наивыгоднейшей скоростью, постепенно уменьшая ее (увеличивая угол атаки) так, чтобы к потолку самолет подошел с *экономической* (по прибору) скоростью.

Скороподъемность. Одним из важнейших летных свойств самолета является *с к о р о п о д ъ е м н о с т ь*, т. е. время подъема на данную высоту. Расчет скороподъемности был бы очень прост, если бы вертикальная скорость не менялась с высотой. В таком случае, зная высоту H и вертикальную скорость V_y , мы нашли бы время подъема t так:

$$t = \frac{H}{V_y}.$$

В действительности вертикальная скорость с высотой уменьшается (при невысотном моторе от земли, а при высотном — от границы высотности) и это усложняет расчет. Но если имеется график изменения вертикальной скорости по высоте, то, пользуясь приведенной формулой, можно рассчитать время подъема сравнительно просто.

Для расчета разбивают высоту практического потолка на участки ΔH и, пользуясь графиком изменения V_y , определяют среднюю вертикальную скорость $V_{y\text{ ср}}$ на каждом таком участке (рис. 55); затем, деля высоту участка ΔH на среднюю скорость, находят время подъема на высоту первого участка, второго, третьего и т. д., после чего, суммируя, находят время подъема на всю заданную высоту. Пусть, например, первый участок высоты равен 1 000 м; тогда среднюю вертикальную скорость на первом участке находим так:

$$V_{y\text{ ср}1} = \frac{V_{y0} + V_{y1000}}{2},$$

на втором участке:

$$V_{y\text{ ср}2} = \frac{V_{y1000} + V_{y2000}}{2}$$

и т. д.

Время подъема на первом участке получим так:

$$\Delta t_1 = \frac{\Delta H_1}{V_{y\text{ ср}1}} = \frac{1000}{V_{y\text{ ср}1}},$$

на втором участке:

$$\Delta t_2 = \frac{\Delta H_2}{V_{y \text{ ср}_2}}$$

и т. д.

Суммируя, находим время подъема t на заданную высоту (например, на высоту практического потолка):

$$t = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3 + \dots$$

Откладывая полученные значения t_1, t_2, t_3 и т. д. (в минутах) по горизонтальной оси координат, а соответствующие высоты—по вертикаль-

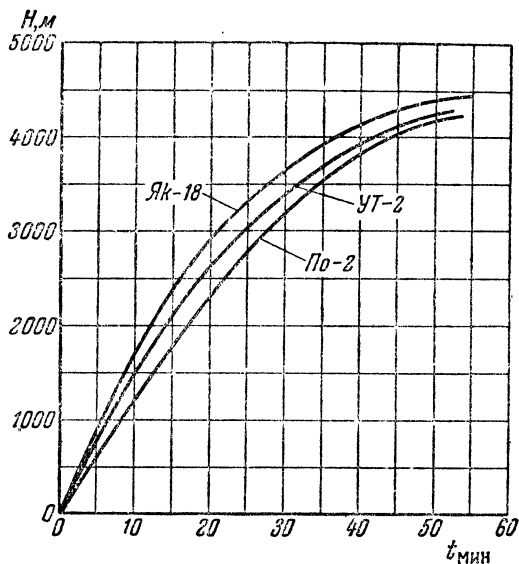


Рис. 57. Барограммы подъема самолетов Як-18, УТ-2 и По-2

ной, нетрудно построить кривую, которая наглядно покажет набор высоты по времени. Такая кривая называется **барограммой подъема** (рис. 57).

На нашем рисунке даны барограммы подъема самолетов Як-18 с мотором М-11ФР и винтом В-501-Д81 (начальный полетный вес $G = 1\,050$ кг), самолета УТ-2 с мотором М-11 и самолета По-2 с тем же мотором.

Размер участков ΔH по мере увеличения высоты следует уменьшать, выбирая их так, чтобы значения $V_{y \text{ макс}}$ на границах участка не различались более чем в полтора раза.

§ 26. ВЛИЯНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСА (НАГРУЗКИ) НА ЛЕТНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА ПРИ ПОДЪЕМЕ

Изменение полетного веса самолета влияет на скорость при подъеме, вертикальную скорость, угол подъема, потолок и скороподъемность. Причины этого и характер влияния нетрудно понять, если вспомнить,

как влияет изменение веса на потребную скорость и потребную мощность в горизонтальном полете.

При увеличении полетного веса потребная скорость в горизонтальном полете увеличивается, а при уменьшении—уменьшается по закону:

$V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}$. Так как скорость при подъеме мы считаем равной скорости горизонтального полета, то эта формула справедлива и для скорости при подъеме.

При увеличении полетного веса потребная для горизонтального полета мощность увеличивается, а при уменьшении—уменьшается

по закону: $N_{п1} = N_{п} \frac{G_1}{G} \sqrt{\frac{G_1}{G}}$. Предположим, что вес увеличился. В результате увеличения потребной скорости и потребной мощности кривая $N_{п}$ (см. рис. 31) окажется выше и правее, чем $N_{п}$, в то время как кривая $N_{р}$ не изменится, поскольку вес не влияет на мощность ВМГ. Следовательно, расстояние между кривыми $N_{п}$ и $N_{р}$ уменьшится и избыток мощности ΔN_1 окажется меньше ΔN . Но чем меньше избыток мощности, тем меньше вертикальная скорость, угол подъема и потолок и тем больше время подъема.

Следовательно, при увеличении полетного веса самолета вертикальная скорость, угол подъема и потолок уменьшаются, время подъема увеличивается.

При уменьшении полетного веса получится обратная картина.

§ 27. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОДЪЕМ. ВЛИЯНИЕ ВОСХОДЯЩИХ И НИСХОДЯЩИХ ТЕЧЕНИЙ НА УГОЛ ПОДЪЕМА И ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ ОТНОСИТЕЛЬНО ЗЕМЛИ

Рассматривая в предыдущей главе горизонтальный полет при ветре, мы пришли к заключению, что ветер не влияет на воздушную скорость, а тем самым—и на потребные тягу и мощность. Это, разумеется, полностью справедливо и для режимов подъема. Следовательно, при ветре связь между воздушной скоростью, углом атаки и наклоном самолета к горизонту остается без изменения. Иначе говоря, ветер не изменяет летных свойств самолета относительно воздуха. Но относительно земли они могут изменяться.

Рассмотрим сначала влияние ветра на угол подъема относительно земли.

Рис. 58 иллюстрирует подъем самолета при некотором

угле атаки α и воздушной скорости V м/сек при безветрии, при горизонтальном встречном и попутном ветре, причем скорость ветра W в обоих случаях взята одна и та же и не меняющаяся по высоте.

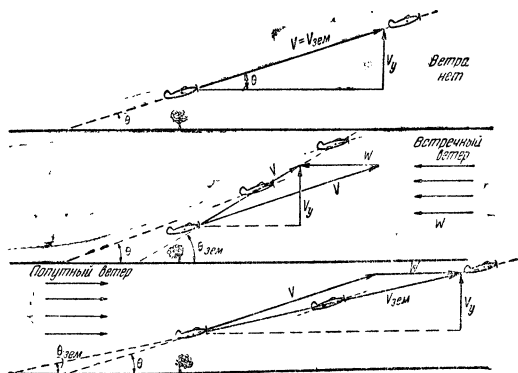


Рис. 58. Влияние ветра на угол подъема относительно земли

При подъеме в штиль скорость по траектории относительно земли будет, очевидно, равна воздушной скорости, т. е. $V_{зем} = V$. Иначе будет при ветре.

Так как воздушная среда, а с ней вместе и самолет перемещается относительно земли со скоростью W , то надо, очевидно, сложить скорости V и W геометрически, пользуясь правилом треугольника. Сделав это, получим скорость самолета относительно земли при встречном ветре и при

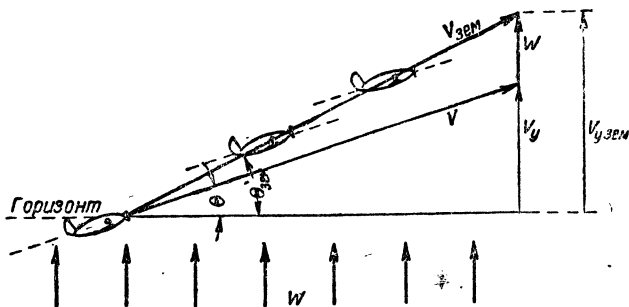


Рис. 59. Влияние восходящих потоков на вертикальную скорость относительно земли и угол подъема относительно земли

попутном. Наблюдателю с земли будет казаться, что при встречном ветре самолет набирает высоту быстрее, чем при безветрии, а при попутном — наоборот. Но это обманчивое впечатление. Как видно из рис. 58, при данной воздушной скорости вертикальная скорость V_y будет одна и та же как при безветрии, так и при ветре, если ветер горизонтален. Следовательно, не изменится и время подъема на высоту (скороподъем-

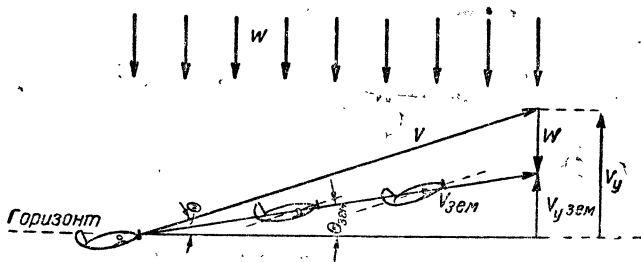


Рис. 60. Влияние нисходящих потоков на вертикальную скорость относительно земли и угол подъема относительно земли

ность). Изменится лишь угол подъема относительно земли $\theta_{зем}$: при встречном ветре он будет больше, чем при безветрии, при попутном — меньше. Это обычно и создает указанное обманчивое впечатление.

Влияние восходящих и нисходящих течений на угол подъема и вертикальную скорость относительно земли. Выше мы рассмотрели подъем при горизонтальном ветре. При наклонном ветре и при вертикальных воздушных течениях изменится не только угол подъема относительно земли, но и вертикальная скорость относительно земли. Обозначим ее $V_{y\text{ зем}}$. На рис. 59 и 60 показан подъем при вертикальных

восходящих и нисходящих потоках. Нетрудно увидеть, что в первом случае вертикальная скорость относительно земли $V_{y \text{ зем}} = V_y + W$ и, следовательно, самолет будет быстрее набирать высоту (чем при безветрии или при горизонтальном ветре), а во втором $V_{y \text{ зем}} = V_y - W$ и, следовательно, самолет будет медленнее набирать высоту.

То же самое мы будем иметь и при наклонном ветре, с той лишь разницей, что поднимать и снижать самолет будет вертикальная составляющая скорости ветра, горизонтальная же составляющая одновременно будет сносить самолет в горизонтальной плоскости.

Влияние восходящих течений на подъем, как видите, благоприятное (летчик может быть только доволен, что его машина лучше набирает высоту). Влияние же нисходящих течений на подъем отрицательное, и нетрудно понять, что оно будет тем сильнее, чем больше будет скорость нисходящего течения. Так, если она окажется равной вертикальной скорости самолета V_y , то, очевидно, угол подъема относительно земли будет равен нулю, т. е. самолет, совершая режим подъема, будет лететь относительно земли горизонтально. В летной практике зарегистрированы случаи, когда при полной мощности мотора самолет на режиме подъема даже терял высоту (снижался). Это возможно, если вертикальная скорость самолета невелика.

На малой высоте нисходящий поток часто пугает летчика, вызывая опасение удара о землю. Если местность равнинная, то такое опасение неосновательно, так как в этом случае вблизи земли скорость как восходящих, так и нисходящих потоков незначительна. Много опаснее, если летчик, заметив, что машину снижает и стремясь «поддержать» ее, начинает чрезмерно задираť машину. Это может повести в конечном счете к потере скорости и штопору. При сильном нисходящем потоке следует, дав полные обороты мотору, вести самолет на режиме наиболее быстрого подъема, *руководствуясь показанием указателя скорости.*

СПУСК (ПЛАНИРОВАНИЕ) САМОЛЕТА

§ 28. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ СПУСКЕ С РАБОТАЮЩИМ
МОТОРОМ И ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ.
ПИКИРОВАНИЕ

Установившимся спуском называется равномерный прямолинейный полет самолета вниз по наклонной траектории (рис. 61 и 62). Угол θ , составляемый траекторией спуска с горизонтадью, называется углом спуска, или углом планирования.

Спуск самолета может быть осуществлен: 1) с работающим мотором при наличии тяги винта; 2) с работающим мотором, но когда тяга винта равна или почти равна нулю; 3) с выключенным мотором и остановленным или работающим на режиме ветряка винтом. В первом случае спуск называют спуском с работающим мотором, а во втором и третьем — планированием.

На рис. 61 показаны силы, действующие на самолет при спуске по прямолинейной траектории и с постоянной скоростью. Они по названиям те же, что и при подъеме. Различие в том, что сила $G_2 = G \sin \theta$ действует при спуске в сторону движения.

Таким образом, для осуществления равномерно-прямолинейного спуска необходимо выполнение следующих двух условий:

$$Y = G_1;$$

$$P = Q - G_2.$$

Интересно сравнить условия спуска с условиями равновесия сил при подъеме. В обоих случаях подъемная сила меньше веса самолета, но при подъеме тяга больше лобового сопротивления, а при спуске меньше, поскольку при подъеме тяга должна уравновешивать, кроме лобового сопротивления, еще составляющую веса, тогда как при спуске составляющая веса, наоборот, помогает тяге винта.

Спуск с мотором часто применяется на практике. Например, при подходе к цели (при боевых полетах), при возвращении с боевого полета

и при разного рода маршрутных перелетах, когда высота велика и выгоднее постепенно снизиться в пути, чем тратить время на планирование над аэродромом; при неисправности мотора, когда тяга недостаточна, а необходимо «дотянуть» до своего аэродрома или какой-нибудь посадочной площадки, и т. д.

Осуществляя спуск с мотором, снабженным ВФШ, следует помнить, что мотор, несмотря на то, что он частично задресселирован, может

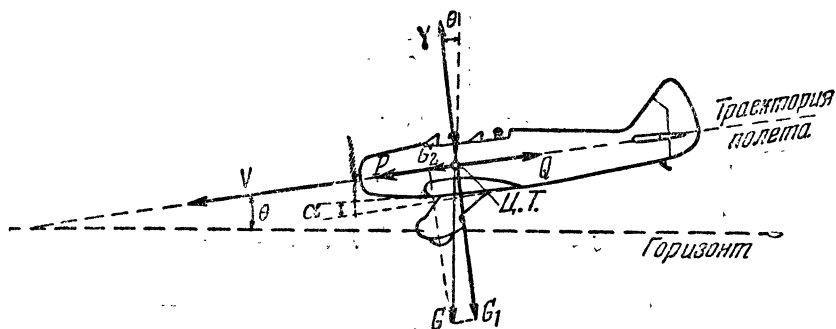


Рис. 61. Силы, действующие на самолет при установившемся спуске с работающим мотором

вследствие раскрутки винта чрезмерно увеличить число оборотов. Для предотвращения этого надо уменьшить газ.

Спуск с мотором на полном газе недопустим, так как в этом случае число оборотов даже и при ВИШ легко может превысить нормальное, а на длительную работу на таких оборотах мотор не рассчитан. Очень

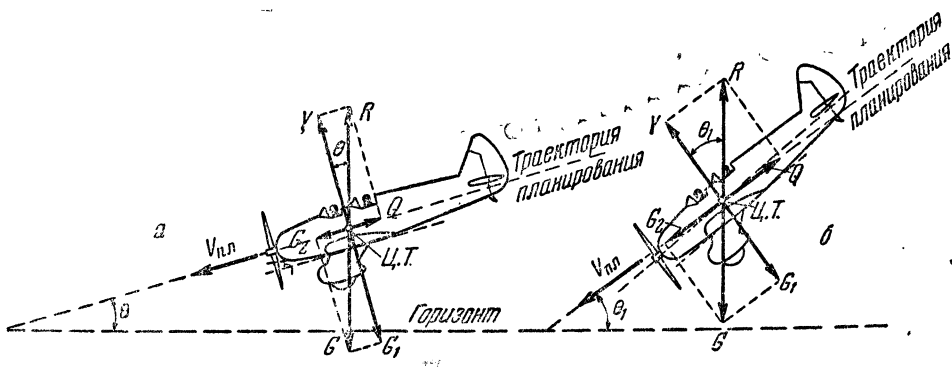


Рис. 62. Силы, действующие на самолет при установившемся планировании: а—при пологом; б—при крутом

пологий (и кратковременный) спуск на полном газе, или, как говорят, полет со снижением на полном газе, иногда производится, но не с целью потери высоты, а с целью увеличения скорости выше максимальной, в чем встречается иногда надобность (например, в воздушном бою, чтобы догнать противника).

О спуске с работающим мотором мы ограничимся сказанным. Рассмотрим теперь планирующий спуск.

При планировании на самолет действуют две силы: полная аэродинамическая сила R и сила веса G (рис. 62, а). Для того, чтобы движение было прямолинейным и равномерным, эти силы должны взаимно уравновешиваться. Таким образом, основным условием установившегося планирования является равенство:

$$R = G.$$

Разложим силу R на ее составляющие Y и Q . По тем же направлениям разложим силу веса G на составляющие G_1 и G_2 . Если силы R и G находятся в равновесии, то и их составляющие должны уравновешиваться.

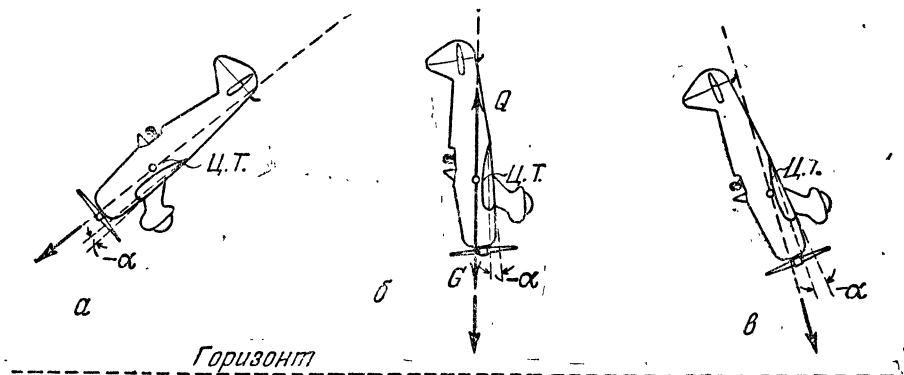


Рис. 63. Пикирование самолета (а). Отвесное пикирование и действующие силы (б). Отрипательное пикирование (в)

ваться. Поэтому написанное условие равновесия сил при планировании мы можем написать еще в таком виде:

$$\begin{aligned} Y &= G_1 = G \cos \theta; \\ Q &= G_2 = G \sin \theta. \end{aligned}$$

Первое равенство необходимо для постоянства угла планирования, второе—для постоянства скорости.

При планировании силой, заменяющей тягу, является составляющая веса— G_2 .

Если на планировании с каким-то углом θ немного дать ручку от себя, т. е. несколько уменьшить угол атаки, то самолет перейдет на больший угол планирования θ_1 (рис. 62, б); при этом сила G_2 увеличится (а сила G_1 уменьшится), поэтому увеличится и скорость планирования.

Из сказанного можно сделать вывод, что между углом атаки, углом планирования и скоростью планирования существует определенная зависимость. В этом вы убедитесь дальше.

Пикирование. Крутое планирование, когда угол θ больше 30° (рис. 62, б и 63, а), называют пикированием. Если довести угол атаки до α_0 , при котором коэффициент подъемной силы $c_y = 0$, траектория спуска станет вертикальной, т. е. угол θ будет равен 90° (рис. 63, б). Такой вид спуска называется отвесным пикированием.

При отвесном пикировании на самолет действует сила веса G и лобовое сопротивление Q . При установившемся отвесном пикировании

эти силы равны, а подъемная сила равна нулю, т. е.:

$$Q = G; \quad Y = 0.$$

Если, доведя самолет до отвесного пикирования, еще немного дать ручку от себя, то самолет перейдет в отрицательное пикирование (рис. 63, в). При отрицательном пикировании, как и в перевернутом полете («на спине»), крыло развивает отрицательную подъемную силу, т. е. верхняя поверхность крыла работает, как нижняя в нормальном полете, а нижняя, наоборот, как верхняя.

§ 29. СКОРОСТЬ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ И ПИКИРОВАНИИ. ПРЕДЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

Скорость планирования $V_{пл}$ находим из условия

$$R = G.$$

Так как

$$R = c_R S \frac{\rho V_{пл}^2}{2},$$

то значит при планировании

$$G = c_R S \frac{\rho V_{пл}^2}{2},$$

откуда

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G}{c_R \rho S}}.$$

Эта формула отличается от формулы скорости горизонтального полета только тем, что вместо коэффициента подъемной силы в нее входит коэффициент полной аэродинамической силы самолета. Величину коэффициента c_R можно вычислить, напомним, по формуле:

$$c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2}.$$

Если же имеется полярная диаграмма данного самолета, построенная в равных масштабах для c_y и c_x (рис. 64), то величину c_R при том или ином угле атаки можно найти графически; прямая, проведенная из начала координат до соответствующей точки кривой, будет изображать по величине и направлению коэффициент c_R ; измерив ее в том же масштабе, в котором взяты c_y и c_x , найдем численное значение c_R .

Так как коэффициент c_R всегда немного больше коэффициента c_y , то, сравнивая формулы скорости планирования и горизонтального полета, приходим к заключению, что при одинаковом угле атаки скорость при планировании будет немного меньше скорости горизонтального полета.

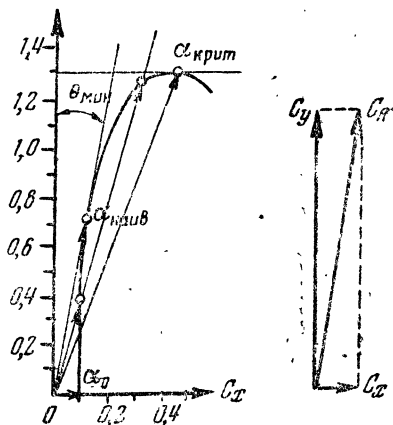


Рис. 64. Примерный вид полярных диаграмм самолета в одинаковых для c_y и c_x масштабах

Пример. Вычислить скорость планирования самолета По-2 на высоте 200 м при $G=890$ кг, если самолет планирует с наивыгоднейшим углом атаки.

У самолета По-2 наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{наив}}=8,5^\circ$. По таблице коэффициентов самолета По-2 (см. ч. 1, § 48) и указанной выше формуле находим, что при этом угле атаки коэффициент $c_R=0,8$. Находим скорость планирования (считая, что плотность воздуха $\rho=0,125$):

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 890}{0,8 \cdot 0,125 \cdot 33}} \approx 23 \text{ м/сек} \approx 83 \text{ км/час.}$$

Формулу для скорости планирования можно получить и в несколько ином виде, если исходить из условия, что при планировании подъемная сила

$$Y = G \cos \theta.$$

Поскольку

$$Y = c_y \frac{\rho V_{\text{пл}}^2}{2} S,$$

то

$$c_y \frac{\rho V_{\text{пл}}^2}{2} S = G \cos \theta,$$

откуда

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2G \cos \theta}{c_y \rho S}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \sqrt{\cos \theta},$$

или

$$V_{\text{пл}} = V_{\text{гор}} \sqrt{\cos \theta},$$

т. е. *скорость планирования равна скорости горизонтального полета на том же угле атаки, помноженной на корень квадратный из косинуса угла планирования.*

В таком виде формула аналогична формуле для скорости при подъеме и наглядно показывает, что, как и при подъеме, скорость при планировании немного меньше скорости горизонтального полета при том же угле атаки (так как при небольшом угле θ величина $\sqrt{\cos \theta}$ лишь немного меньше единицы).

Пример. В горизонтальном полете самолет при некотором угле атаки развивает скорость $V=200$ км/час. Определить скорость при планировании с тем же углом атаки, если угол планирования $\theta=10^\circ$.

Находим:

$$V_{\text{пл}} = 200 \sqrt{\cos 10^\circ} = 200 \cdot 0,99 \approx 198 \text{ км/час.}$$

Разница с горизонтальным полетом, как видим, незначительная. Поэтому обычно считают, что при пологом планировании

$$V_{\text{пл}} = V_{\text{гор.}}$$

Отсюда, однако, не следует делать вывода, что скорость планирования не может превысить максимальной скорости горизонтального полета. Если не сравнивать скорости при одинаковых углах атаки, то при крутом планировании и отвесном пикировании, когда самолет летит на очень

малых (отрицательных) углах атаки, можно получить значительно большие скорости, чем в горизонтальном полете.

Предельная скорость. При отвесном пикировании самолет летит на угле атаки нулевой подъемной силы (α_0), когда коэффициент $c_y = 0$, а коэффициент $c_R = c_{x_0}$ (т. е. значению c_x при $c_y = 0$). Скорость установившегося отвесного пикирования на угле атаки нулевой подъемной силы называется предельной скоростью самолета $V_{\text{пред}}$. Она определяется по формуле:

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{x_0} \rho S}}.$$

Задача 33. Определить предельную скорость самолета Як-18 на малой высоте при $G=1\ 050$ кг.

Решение. У самолета Як-18 (см. его поляру) при угле атаки нулевой подъемной силы коэффициент

$$c_R = c_{x_0} = 0,022.$$

Находим предельную скорость:

$$V_{\text{пред}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050}{0,022 \cdot 0,125 \cdot 17}} \approx \sqrt{4400} \approx 210 \text{ м/сек} \approx 750 \text{ км/час}.$$

Мы показали влияние угла атаки на скорость при планировании. Влияние веса и высоты на скорость, очевидно, будет таким же, как и в горизонтальном полете, и здесь опускается.

§ 30. УГОЛ ПЛАНИРОВАНИЯ.

НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ

В § 28 мы пришли к заключению, что угол планирования находится в определенной зависимости от угла атаки. Какова же эта зависимость?

Рассматривая рис. 62, нетрудно заметить, что угол планирования равен углу между силами Y и R —так называемому углу качества. Последний тем меньше, чем больше качество самолета, следовательно, и угол планирования будет тем меньше, чем больше качество самолета.

Этот важный вывод можно выразить тригонометрически: в прямоугольном треугольнике, сторонами которого являются силы Y и R , катет, противолежащий углу θ , равен силе Q , а прилежащий—силе Y . Следовательно,

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

Отношение $\frac{Q}{Y} = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K}$, т. е. равно обратному качеству самолета. Таким образом,

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}.$$

Эта формула дает нам совершенно определенную зависимость угла планирования от качества самолета, а тем самым от угла атаки, поскольку каждому углу атаки у данного самолета соответствует вполне определенная величина качества.

Пример. Определить угол планирования самолета при $\alpha=0^\circ$, если на этом угле атаки $c_y=0,50$ и $c_x=0,08$.

Качество самолета при угле атаки 0° будет такое:

$$K = \frac{0,50}{0,08} \approx 6,5.$$

Подставляя его в формулу, находим тангенс угла качества, а затем по тригонометрическим таблицам находим и угол:

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{6,5} \approx 0,153; \quad \theta \approx 9^\circ 42'.$$

Из формулы видно, что чем больше качество, тем меньше угол планирования; значит минимальный угол планирования получится при максимальном качестве, т. е.

$$\operatorname{tg} \theta_{\min} = \frac{1}{K_{\max}}.$$

Но угол атаки, при котором качество достигает максимальной величины, называется наивыгоднейшим. Поэтому наиболее пологое планирование получается при наивыгоднейшем угле атаки, т. е. на скорости полета, приблизительно равной наивыгоднейшей скорости горизонтального полета.

Если мы имеем полярю данного самолета, построенную в одинаковых масштабах для c_y и c_x (рис. 64), то угол планирования при заданном угле атаки можно легко определить графически, проведя из начала координат вектор к соответствующей точке кривой: угол между этим вектором и осью c_y (угол качества) покажет величину угла планирования. Минимальный угол планирования $\theta_{\min}$ получим, очевидно, проведя касательную к кривой из начала координат.

Из рис. 64 можно видеть также, что всякая другая прямая, кроме касательной, проведенная к кривой из начала координат, пересекает ее в двух точках, отмечая *два угла атаки с одинаковым качеством*. Следовательно, один и тот же угол планирования мы будем иметь при малом угле атаки (и большой скорости) и при большем угле атаки (но при меньшей скорости).

Зависит ли угол планирования на данном угле атаки от высоты полета и от веса самолета? Нет. Так как плотность воздуха и вес самолета в формулу не входят, качество же зависит только от угла атаки, то ясно, что угол планирования от высоты полета и веса самолета не зависит.

Таким образом, планируем ли мы на малой высоте или на большой, на недогруженном самолете или на перегруженном — угол планирования не меняется (если мы не изменим угла атаки, а тем самым — качества самолета). Последнее положение некоторым летчикам кажется неверным, так как, по их мнению, при увеличении полетного веса самолет планирует хуже (круче). Это ошибочное мнение объясняется следующим. С увеличением полетного веса увеличивается скорость по траектории, в результате чего увеличивается вертикальная скорость планирования (рис. 66), т. е. самолет быстрее теряет высоту; это и создает впечатление, что самолет планирует хуже, т. е. с большим углом. Нужно, однако, заметить здесь, что самолет будет планировать действительно хуже, если вес увеличен за счет груза, помещенного вне самолета (например,

подвешенных бомб) и дающего, следовательно, добавочное сопротивление; угол планирования увеличится, но не вследствие увеличения веса, а вследствие уменьшения качества самолета.

Наклон самолета к горизонту при планировании. Итак, угол планирования зависит только от угла атаки и может изменяться, как было сказано, от малых углов до 90° . В зависимости от угла атаки, угла планирования и угла установки крыла самолет будет иметь тот или иной продольный наклон к горизонту. При пологом планировании (т. е. на

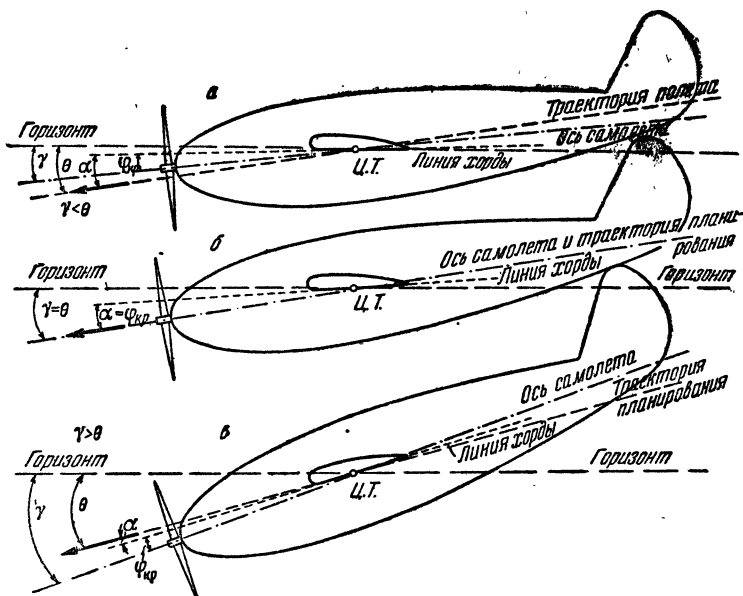


Рис. 65. Наклон самолета при планировании (угол установки крыла и угол атаки для наглядности преувеличены)

малой скорости) угол атаки α больше угла установки $\varphi_{кр}$ (рис. 65, а), поэтому угол наклона самолета γ получается меньше угла планирования θ . Можно видеть, что

$$\gamma = \theta - \alpha + \varphi_{кр}.$$

При планировании с некоторой средней скоростью, а именно в частном случае, когда $\alpha = \varphi_{кр}$ (рис. 65, б), угол наклона равен углу планирования: $\gamma = \theta$.

При крутом планировании α отрицателен (рис. 65, в), поэтому будем иметь

$$\gamma = \theta - (-\alpha) + \varphi_{кр} = \theta + \alpha + \varphi_{кр}.$$

Таким образом, при $\alpha < \varphi_{кр}$ угол наклона больше угла планирования.

Из сказанного можно заключить, что по наклону самолета к горизонту (по положению капота относительно линии горизонта) можно достаточно точно судить об угле планирования только при $\alpha = \varphi_{кр}$,

когда $\gamma = \theta$, в остальных же случаях—лишь приблизительно. Наиболее надежным критерием для суждения об угле планирования во всех случаях установившегося планирования является приборная скорость.

§ 31. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ. ВРЕМЯ ПЛАНИРОВАНИЯ С ВЫСОТЫ

Планируя с некоторой скоростью $V_{пл}$ по наклонной траектории, самолет теряет высоту (снижается). Высота, которую самолет теряет за 1 секунду (рис. 66), называется **в е р т и к а л ь н о й с к о р о с т ь ю п л а н и р о в а н и я** и обозначается V_y . Нетрудно видеть, что

$$V_y = V_{пл} \sin \theta,$$

т. е. вертикальная скорость планирования зависит от скорости планирования и угла планирования.

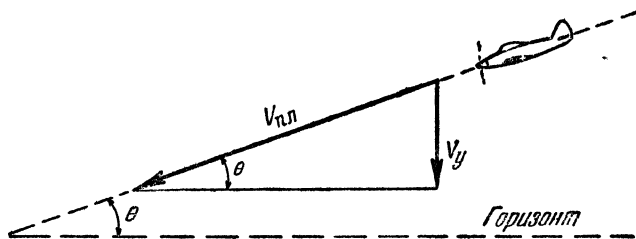


Рис. 66. Скорость планирования и вертикальная скорость планирования

Пример. Определить вертикальную скорость планирования самолета, планирующего с углом $\theta = 10^\circ$ при скорости $V_{пл} = 40$ м/сек.

По тригонометрическим таблицам находим, что $\sin 10^\circ = 0,17$. Следовательно, искомая вертикальная скорость $V_y = 40 \cdot 0,17 \approx 6,8$ м/сек.

Возникает интересный вопрос, при каких условиях мы получим минимальную вертикальную скорость планирования, или, как любят говорить планеристы, минимальную скорость снижения (для них, кстати, этот вопрос особенно интересен).

На первый взгляд может показаться, что минимальная вертикальная скорость V_y получится при наиболее пологом планировании, т. е. при минимальном угле θ . Это было бы так, если бы скорость $V_{пл}$ зависела только от угла θ , и поскольку минимальный угол θ соответствует максимальному качеству самолета, то и минимальную вертикальную скорость планирования мы имели бы при $K_{\max}$, т. е. при наивыгоднейшем угле атаки. Но ведь скорость V_y зависит еще от скорости $V_{пл}$, а тем самым от коэффициента c_R , плотности воздуха ρ и нагрузки на квадратный метр $\frac{G}{S}$.

Поэтому угол атаки, при котором вертикальная скорость планирования минимальна, будет не наивыгоднейший, а какой именно—мы сейчас выясним.

Самолет, планируя, преодолевает сопротивление воздуха, значит совершает работу за счет потенциальной энергии поднятого груза,

т. е. веса самолета G . Как известно из механики, работа, совершаемая поднятым грузом, равна произведению веса груза на высоту, на которую он был поднят; следовательно, работа, совершаемая самолетом на планировании, равна GH *кжм*. В 1 секунду самолет снижается на V_y метров, поэтому секундная работа, т. е. мощность, расходуемая на преодоление сопротивления воздуха, будет равна GV_y *кжм/сек* или $\frac{GV_y}{75}$ л. с. При минимальной вертикальной скорости расходуется, очевидно, минимальная мощность. Таким образом, минимальную скорость планирования получим при том угле атаки, при котором расходуемая мощность будет минимальна, т. е. при экономическом угле атаки. В этом нетрудно убедиться.

Подставим в формулу вертикальной скорости планирования вместо $V_{пл}$ и $\sin \theta$ их значения (из рис. 64 видно, что $\sin \theta = \frac{c_x}{c_R}$). Получим:

$$V_y = \sqrt{\frac{2G}{c_R \rho S}} \cdot \frac{c_x}{c_R}.$$

При пологом планировании, когда угол θ не превышает $10-15^\circ$, коэффициент c_R мало отличается от c_y (см. рис. 64) и можно считать, что $c_R = c_y$. При таком допущении формула принимает вид:

$$V_y = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \frac{c_x}{c_y}.$$

Но $\frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K}$ (обратному качеству). Следовательно,

$$V_y = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \frac{1}{K}$$

или

$$V_y = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \cdot \frac{1}{K \sqrt{c_y}}.$$

Из последней формулы видно, что при неизменных ρ и $\frac{G}{S}$ минимальную вертикальную скорость планирования мы получим при максимальном значении величины $K \sqrt{c_y}$. Напомним, что эта величина называется аэродинамическим коэффициентом мощности, а угол атаки, при котором эта величина достигает максимального значения, назван экономическим (см. § 6).

Итак, минимальную вертикальную скорость планирования получим, планируя приблизительно на экономическом угле атаки, т. е. со скоростью, близкой к экономической скорости горизонтального полета. Этот режим, как будет показано дальше, находится в области вторых режимов планирования, поэтому осуществлять его можно только на безопасной высоте.

Время планирования с высоты. Если бы с высотой плотность воздуха не уменьшалась, то скорость планирования при неизменном угле атаки оставалась бы все время постоянной, поэтому оставалась бы постоянной и вертикальная скорость. В таком случае движение самолета было бы

равномерным и время планирования t мы нашли бы, разделив высоту H на вертикальную скорость:

$$t = \frac{H}{V_v}.$$

В действительности при спуске, вследствие увеличения плотности воздуха, вертикальная скорость постепенно уменьшается. Поэтому расчет надо вести по средним значениям V_v , разбив высоту начала планирования на ряд участков $\Delta H_1, \Delta H_2$ и т. д. (подобно тому, как мы делали это при расчете времени подъема). Если в течение всего спуска угол атаки постоянен, то постоянен и наклон траектории. Тогда вертикальную скорость на произвольной высоте можно будет подсчитывать по знакомой нам формуле:

$$V_{vH} = V_{v0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}},$$

где V_{v0} — вертикальная скорость на заданном угле атаки у земли. Подсчитав $\Delta t_1 = \frac{\Delta H_1}{V_{v1}}$, $\Delta t_2 = \frac{\Delta H_2}{V_{v2}}$ и т. д., а затем сложив их, получим время спуска с заданной высоты.

§ 32. ПОЛЯРА СКОРОСТЕЙ ПЛАНИРОВАНИЯ. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ

Кривая изменения скорости планирования по углу планирования называется **полярной скоростью планирования**. Она имеет вид, показанный на рис. 67.

Для построения кривой вычисляют по приведенным выше формулам скорости и углы планирования при разных углах атаки. Затем от некоторой точки на горизонтальной прямой откладывают найденные углы θ_1, θ_2 и т. д. (рис. 67) и вдоль них в желаемом масштабе — соответствующие им скорости планирования V_1, V_2 и т. д., пометая концы векторов скоростей соответствующими углами атаки. Соединив плавной линией концы скоростей, получают полярную скоростей планирования. Вертикальную скорость V_v при том или ином угле атаки можно прочесть на вертикальной оси, опустив из соответствующей точки кривой перпендикуляр на эту ось, как это сделано на рис. 67 для скорости V_5 . На рис. 67 дана полярная скоростей планирования самолета Як-18 (у земли).

Рассмотрим полярную (рис. 67), начиная с больших углов планирования.

Точка пересечения кривой с вертикальной осью отмечает режим отвесного пикирования, когда $\theta = 90^\circ$ и $V_{пл} = V_v$.

По мере увеличения угла атаки скорость и угол планирования θ уменьшаются; уменьшается и вертикальная скорость V_v . Минимальный угол планирования $\theta_{мин}$ найдем, проведя из начала координат касательную к кривой. В точке касания и будет **наивыгоднейший** угол атаки ($\alpha_{наив} = 4^\circ$), которому соответствует **наивыгоднейшая** скорость ($V_{наив} \approx 43$ м/сек).

При дальнейшем увеличении угла атаки после $\alpha_{наив}$ скорость планирования всё уменьшается, но угол планирования теперь уже растет.

Следовательно, можно планировать с одним и тем же углом планирования на больших и на малых скоростях. Отсюда вытекает понятие о первых и вторых режимах планирования.

Первые и вторые режимы планирования. Планирование на скоростях, соответствующих углам атаки меньше наивыгоднейшего, происходит в области первых режимов планирования. Планирование на скоростях, соответствующих углам атаки больше наивыгоднейшего, происходит в области вторых режимов планирования.

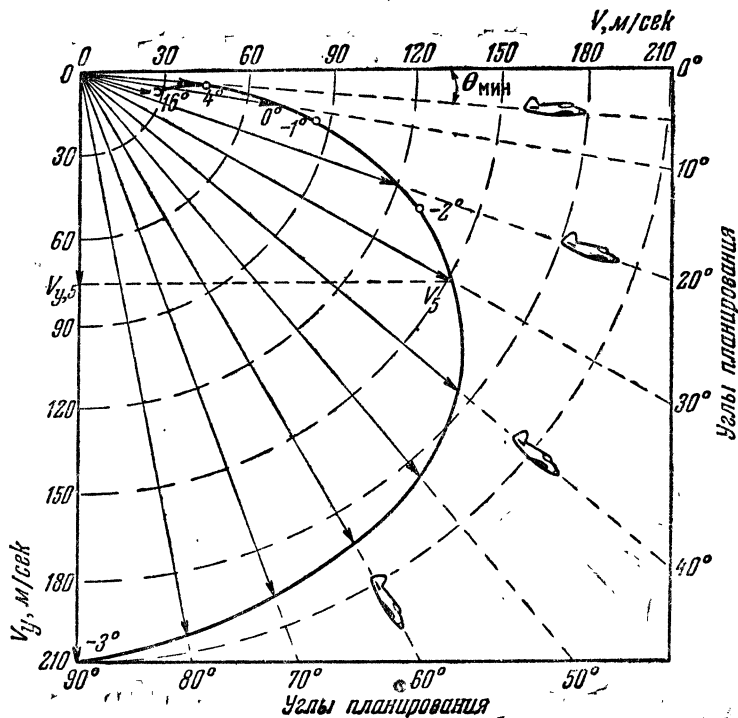


Рис. 67. Поляра скоростей планирования (у земли) самолета Як-18 ($G = 1050$ кг)

Границей между первыми и вторыми режимами является планирование при наивыгоднейшем угле атаки, т. е. режим наиболее пологого планирования.

Если мы проведем горизонтальную касательную к кривой, то найдем минимальную вертикальную скорость планирования. Соответствующий ей режим планирования (близкий к экономической скорости) лежит в области вторых режимов.

Второму режиму планирования свойственны те же особенности, что и второму режиму подъема; во-первых, ухудшение устойчивости и управляемости самолета, особенно при приближении к критическому углу атаки; во-вторых, изменение управления самолетом, состоящее в том, что при взятии ручки управления на себя угол планирования не уменьшается, а, наоборот, увеличивается.

Когда угол атаки приближается к критическому, вертикальная скорость нарастает и самолет как бы «проваливается». При переходе за критический угол это явление усиливается. Такое планирование называется парашютированием. Устойчивое парашютирование выполнить трудно, так как самолет стремится свалиться на крыло.

Из сказанного мы должны сделать следующие важные для практики выводы:

1. На малой высоте (ниже 500—600 м) не следует планировать на вторых режимах, т. е. на скоростях, близких к экономической скорости горизонтального полета.

2. Недостаточно опытным летчикам не рекомендуется на малой высоте планировать даже на наивыгоднейшей скорости. Для предохранения от возможной ошибки, в результате которой может последовать сваливание на крыло, рекомендуется до безопасной высоты держать скорость, превышающую наивыгоднейшую.

§ 33. ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ)

Планирование играет большую роль на практике, так как всегда связано с расчетом на посадку. Правда, если перед посадкой мотор не совсем заглушен, как это практикуется, то летчик, видя, что его расчет

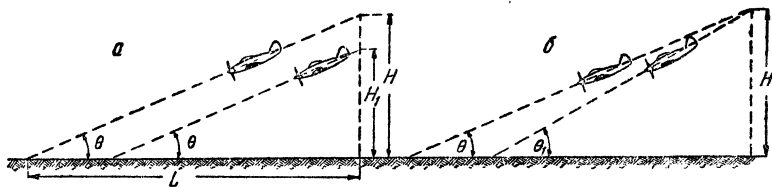


Рис. 68. Дальность планирования и зависимость ее от высоты и угла планирования

неточен и что он не «дотянет» до намеченного места, может прибавить газу и «дотянуть на моторе», а если видит, что «перетягивает»,—может дать полный газ и пойти на второй круг. Но то и другое портит посадку, а еще больше портит летчика, если он злоупотребляет этими приемами. Привыкнув садиться «на моторе», такой летчик может оказаться в затруднительном положении в случае неожиданной остановки мотора и вынужденной посадки на незнакомой местности.

Расчет на посадку сводится к оценке дальности планирования с какой-то высоты. Если самолет планирует с высоты H (рис. 68, а), то по горизонтали он продвигается на расстояние L . Это расстояние и называется дальностью планирования с данной высоты. Дальность планирования зависит от высоты, с которой самолет планирует, от угла планирования и от скорости и направления ветра.

Рис. 68, а показывает, что при одном и том же угле планирования дальность будет тем больше, чем больше высота, с которой самолет планирует, а при одной и той же высоте (рис. 68, б) дальность будет тем больше, чем меньше угол планирования. Короче говоря, дальность планирования тем больше, чем больше высота и чем меньше угол планирования. Выразим это математически.

Из прямоугольного треугольника на рис. 68,а следует, что

$$L_{\text{пл}} = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta}.$$

Но $\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}$. Подставив это выражение в формулу дальности, получим:

$$L_{\text{пл}} = HK.$$

Таким образом, дальность планирования равна высоте, помноженной на качество самолета (при том угле атаки, с которым самолет планирует).

Пример. Самолет Як-18 планирует в безветрие с высоты $H = 1\,000$ м при угле атаки $\alpha = 2^\circ$. Определить дальность планирования.

У самолета Як-18 при угле атаки 2° качество $K \approx 11,5$ (см. рис. 10). Находим дальность планирования:

$$L_{\text{пл}} = 1\,000 \text{ м} \cdot 11,5 = 11,5 \text{ км.}$$

В случае остановки мотора, т. е. вынужденной посадки, летчика интересует, конечно, максимальная дальность, которую можно получить при планировании с данной высоты. Последняя формула показывает, что максимальную дальность получим при максимальном качестве:

$$L_{\text{пл. макс}} = HK_{\text{макс}}.$$

Максимальное качество соответствует наивыгоднейшему углу атаки; поэтому максимальная дальность планирования получится при наивыгоднейшей скорости.

Пример. Определить максимальную дальность планирования самолета Як-18 в безветрие с высоты $H = 1\,000$ м.

У самолета Як-18 максимальное качество $K_{\text{макс}} \approx 12$. Следовательно, максимальная дальность с данной высоты будет:

$$L_{\text{пл. макс}} \approx 1\,000 \text{ м} \cdot 12 \approx 12 \text{ км.}$$

У многих современных самолетов максимальное качество достигает $15 \div 17$ и даже более. При таком качестве максимальная дальность планирования получится, очевидно, больше.

У хороших современных спортивных планеров максимальное качество достигает 25 и более. Следовательно, максимальная дальность планирования с той же высоты $1\,000$ м получится такая:

$$L_{\text{пл. макс}} \approx 1\,000 \text{ м} \cdot 25 \approx 25 \text{ км.}$$

На дальность планирования влияет изменение плотности воздуха с высотой. При планировании с большой высоты самолет летит в среде переменной плотности (увеличивающейся с приближением к земле), в результате чего скорости $V_{\text{пл}}$ и V_y будут изменяться (при этом угол планирования остается постоянным, если летчик не меняет угол атаки, т. е. скорость по прибору). Поэтому для точного расчета дальности планирования с большой высоты применяют несколько более сложную формулу, учитывающую увеличение плотности воздуха с приближением к земле.

Летчики часто считают, что на дальность планирования влияет еще изменение веса самолета. Это и неверно и верно. Если планирование происходит при безветрии, то изменение веса самолета никакого влияния на дальность планирования не оказывает, так как она зависит лишь от высоты и угла планирования, последний же от веса не зависит. При большем весе увеличатся скорость по траектории и вертикальная скорость, вследствие чего уменьшится время планирования с данной высоты, угол же и дальность планирования не изменятся. При ветре дальность планирования, как мы увидим в следующем параграфе, зависит от времени планирования, а тем самым и от веса самолета. Так как атмосфера редко бывает спокойной и почти всегда есть ветер (той или иной силы), то **указанное мнение летчиков вполне понятно**. Однако следует все же помнить, что *при безветрии изменение веса самолета никакого влияния на дальность (и угол) планирования не оказывает*.

На практике в некоторых случаях (обычно при заходе на посадку) бывает необходимость **уменьшить дальность планирования**, например, в случае ограниченных размеров посадочной площадки, не имеющей к тому же свободных подходов. Этого можно достичь, ухудшая качество самолета разными способами. Некоторые из них будут описаны.

§ 34. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПЛАНИРОВАНИЕ. ВЛИЯНИЕ НИСХОДЯЩИХ И ВОСХОДЯЩИХ ТЕЧЕНИЙ

При планировании ветер не влияет на воздушную скорость. Следовательно, известная нам связь между углом атаки, воздушной скоростью и наклоном самолета к горизонту не изменяется. Поэтому и летные свойства самолета относительно воздуха остаются неизменными, но относительно земли они могут изменяться.

Рис. 69 иллюстрирует планирование самолета на одном и том же угле атаки с одинаковой высоты—при безветрии, при встречном и попутном ветре. Рассмотрим эти три случая.

Пусть при безветрии самолет на избранном режиме спланирует в некоторую точку А, причем дальность планирования будет L (рис. 69, а).

При встречном ветре (рис. 69, б) самолет будет сносить ветром назад со скоростью W . Сложив скорости V и W по правилу треугольника, получим скорость относительно земли $V_{\text{зем}}$. Как видим, угол планирования относительно земли увеличивается, относительно же воздуха угол планирования не изменится, и летчику в положении 1 будет казаться, что он планирует к точке А, в положении 2—что он планирует к точке В, и т. д. В действительности же самолет спланирует к точке М. *Дальность планирования уменьшится и будет такая:*

$$L_1 = L - Wt$$

или

$$L_1 = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta_{\text{зем}}},$$

где t —время планирования с высоты;

$\theta_{\text{зем}}$ —угол планирования при ветре.

При попутном ветре (рис. 69, в) самолет будет сносить ветром вперед со скоростью W . В этом случае относительно земли угол планирования

уменьшится, относительно же воздуха не изменится, и летчику в положении 1 будет казаться, что самолет планирует к точке А, в положении 2—к точке В и т. д.; в действительности же он спланирует к точке М. Дальность планирования увеличится, а именно:

$$L_2 = L + Wt$$

или

$$L_2 = \frac{H}{\operatorname{tg} \theta_{зем}}.$$

Так как при безветрии дальность планирования $L = HK$, то, подставляя это значение в найденные выше формулы и соединяя их в одну,

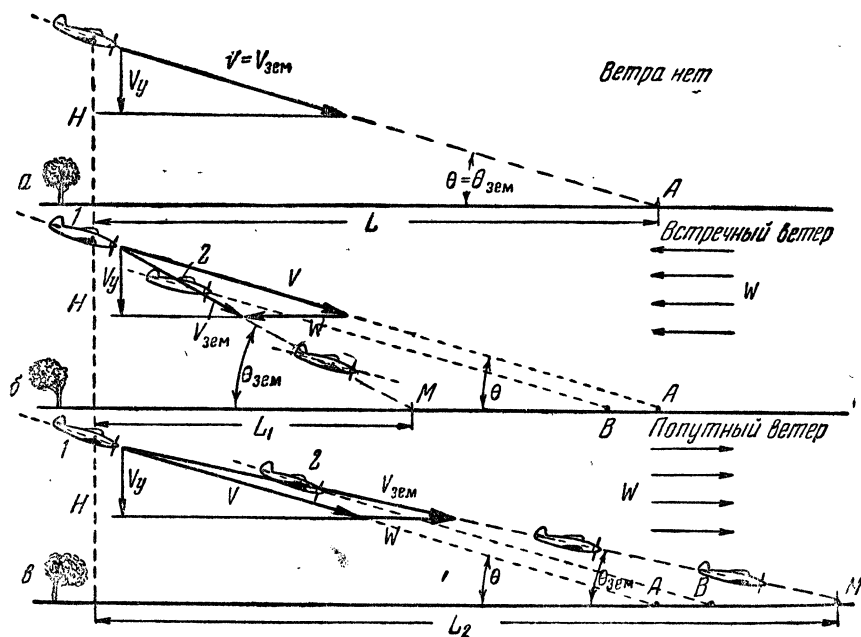


Рис. 69. Влияние ветра на дальность планирования и на угол планирования относительно земли

получим следующую общую формулу для дальности планирования при встречном и попутном ветре:

$$L = HK \pm Wt.$$

Заметим, что время планирования t от ветра не зависит, если ветер строго горизонтален. В самом деле, как при ветре, так и без него (рис. 69) вертикальная скорость планирования V_y будет одна и та же, следовательно, не изменится и время планирования.

Из последней формулы можно заключить, что на дальность планирования при ветре влияет изменение полетного веса самолета. В случае увеличения полетного веса скорость планирования $V_{пл}$ и вертикальная скорость V_y увеличатся и поэтому время планирования t уменьшится, значит уменьшится и произведение Wt , а это вызовет, очевидно, при

встречном ветре увеличение дальности планирования, при попутном же, наоборот, дальность уменьшится (в обоих случаях по сравнению с дальностью при прежнем, полетном весе). В случае уменьшения полетного веса картина будет обратная.

Мы рассмотрели дальность планирования при встречном и попутном ветре. При боковом ветре (встречно-боковом, попутно-боковом) снос будет не только против или по направлению полета, но и в сторону. Это надо учитывать.

Рассмотрим теперь вопрос о максимальной дальности планирования при ветре.

Для получения максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре надо планировать со скоростью значительно большей,

чем наивыгоднейшая. В этом нетрудно убедиться на конкретном примере.

Пусть самолет Як-18 на режиме, соответствующем наиболее пологому планированию при безветрии, планирует против сильного ветра, скорость которого $W = 25 \text{ м/сек}$ (рис. 70, а). У самолета Як-18 (рис. 67) минимальный угол планирования $\theta_{\min} = 5^\circ$ (откладываем его транспортиром) и при этом наивыгоднейшая скорость планирования $V = 43 \text{ м/сек}$.

Изменим режим планирования так, чтобы он соответ-

ствовал большей скорости планирования (при безветрии), например, при угле $\theta_1 = 8^\circ$ (рис. 70, б), что у самолета Як-18 соответствует планированию приблизительно со скоростью $V = 60 \text{ м/сек}$ (скорости берем, конечно, в том же масштабе, что и на рис. 70, а). Как видите, дальность планирования увеличилась ($L_1 > L$).

При планировании по ветру для получения максимальной дальности выгодно держать скорость немного меньше наивыгоднейшей, но, конечно, не ниже экономической. Однако на малой высоте (примерно до 500—600 м) скорость планирования ни при каких условиях не следует уменьшать ниже наивыгоднейшей. Наоборот, для страховки себя от возможной ошибки, как мы уже указывали, на малой высоте при сильном ветре надо держать скорость *больше наивыгоднейшей*.

Влияние нисходящих и восходящих течений. Мы рассмотрели планирование при горизонтальном ветре. При наклонном ветре или при вертикальных воздушных течениях летные свойства самолета относительно земли будут изменяться еще более существенно (оставаясь, конечно, относительно воздуха неизменными).

Пусть самолет планирует со скоростью V при нисходящем вертикальном течении, скорость которого W (рис. 71). Вместе с воздушной средой, перемещающейся относительно земли вниз, перемещается и само-

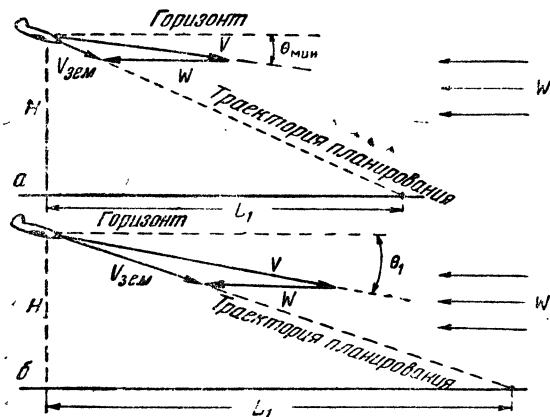


Рис. 70. Получение максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре

лет; в результате вертикальная скорость самолета V_y относительно земли, как видите, увеличится, увеличится и угол планирования относительно земли.

Обращаем здесь внимание на ошибку, которую нередко допускают молодые летчики. Заметив при планировании, что самолет начинает слишком быстро терять высоту, летчик, стремясь «поддержать» самолет, начинает выбирать ручку управления (увеличивает угол атаки), в результате скорость падает до критической, самолет начинает парашютиро-

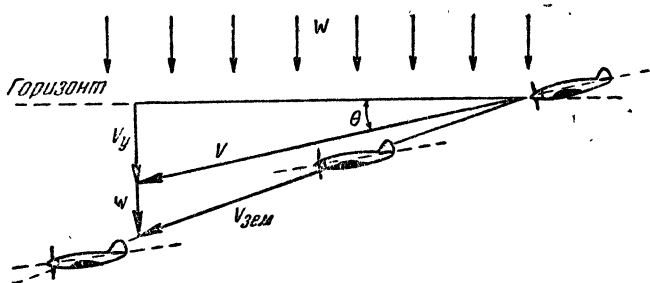


Рис. 71. Влияние нисходящих потоков на вертикальную скорость планирования относительно земли

вать, теряет скорость и сваливается на крыло. Повторяем: над ровной местностью нисходящие токи опасности не представляют, так как у земли они почти исчезают.

Пусть теперь самолет планирует со скоростью V м/сек в восходящем потоке, скорость которого W (рис. 72). Относительно воздуха самолет снижается со скоростью V_y , но одновременно воздушная среда, а с ней

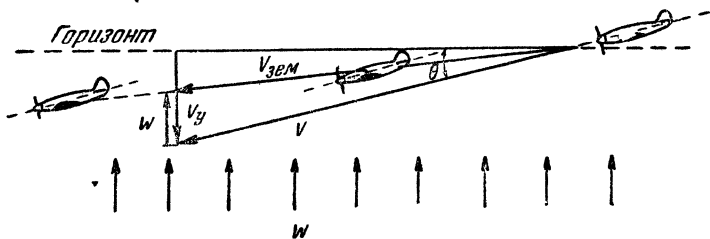


Рис. 72. Влияние восходящих потоков на вертикальную скорость планирования относительно земли

вместе и самолет перемещаются вверх со скоростью W ; в результате сложения движений вертикальная скорость планирования относительно земли уменьшится; уменьшится и угол планирования относительно земли.

При наклонно-восходящем ветре поднимать самолет (а при наклонно-нисходящем—снижать) будет только вертикальная составляющая скорости ветра, горизонтальная же составляющая будет сносить самолет в горизонтальной плоскости.

Интересная картина получается, когда скорость вертикального восходящего потока или вертикальная составляющая наклонно-восходящего ветра равна или больше вертикальной скорости планирования V_y . Мини-

мальная вертикальная скорость планирования у самолетов довольно велика, но у планеров она много меньше. У спортивных планеров она обычно не превышает 1 м/сек. Вертикальная же скорость восходящих течений 1—3 м/сек—весьма частое явление, а иногда достигает 10 м/сек и более. Если $W = V_v$, то планер относительно земли будет лететь го-

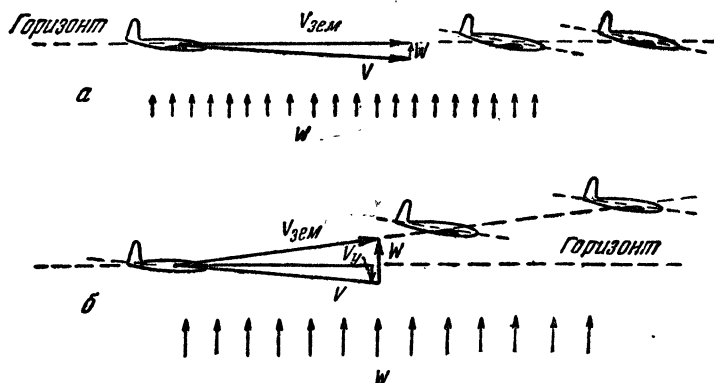


Рис. 73. Парящий полет планера: а—без потери высоты; б—с набором высоты

ризонтально (рис. 73, а); если же $W > V_v$, то планер будет набирать высоту (рис. 73, б). В обоих случаях планирующий полет называется парением, или парящим полетом.

В моторной авиации часто бывает, что пилот самолета, сам того не замечая, частично осуществляет парение. Так, совершая горизонтальный режим при наличии восходящих течений и заметив по прибору, что самолет начинает набирать высоту, пилот, желая лететь горизонтально, уменьшает газ (не увеличивая угла атаки), т. е. переводит самолет в режим спуска с работающим мотором; при этом вертикальная скорость спуска компенсируется вертикальной скоростью восходящего течения, и самолет летит горизонтально относительно земли. В таких случаях полет самолета можно назвать моторно-парящим полетом.

РАВНОВЕСИЕ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

§ 35. РАВНОВЕСИЕ МОМЕНТОВ В ПОЛЕТЕ. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ И УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Равновесием самолета в прямолинейном полете называют такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают у него стремления поворачиваться (вращаться) в каком-либо направлении.

Как известно, для равновесия тела, неподвижного или движущегося прямолинейно, необходимо равновесие моментов всех сил или иначе, чтобы алгебраическая сумма моментов относительно точки вращения равнялась нулю. Относительно какой же точки удобно рассматривать моменты сил, действующих на самолет в полете?

В механике всякое тело, для которого возможны любые поступательные и вращательные движения, называется свободным телом. Вообразим, что такое тело находится под действием некоторой силы F , направление которой проходит через центр тяжести тела (рис. 74, а). Очевидно, сила F может сообщить телу только поступательное движение, причем траекторией движения тела будет траектория движения его Ц. Т.

Пусть теперь направление силы F проходит вне центра тяжести (рис. 74, б). Чтобы выяснить, как будет двигаться тело, приложим в центре тяжести две взаимно противоположные силы F_1 и F_2 , порознь равные и параллельные силе F (от этого ничто не изменится), и рассмотрим силы в такой комбинации: на тело действует сила F_1 , проходящая через Ц. Т., и пара сил F и F_2 ; момент этой пары $M = Fa$. Очевидно, сила F_1 будет стремиться сообщить телу поступательное движение, под влиянием же момента пары сил тело будет поворачиваться вокруг некоторой оси, проходящей через Ц. Т.

Самолет в полете является свободным телом, так как может двигаться и поворачиваться во все стороны (как принято говорить в механике,

обладает всеми степенями свободы). Поэтому из сказанного выше делаем два следующих вывода:

1. Траекторию движения самолета можно рассматривать как траекторию движения его центра тяжести.
2. Под действием момента какой-либо силы R , проходящей вне Ц. Т. самолета (рис. 74, в), последний стремится повернуться вокруг оси, проходящей через Ц. Т.

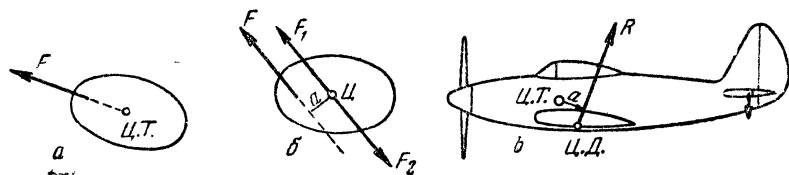


Рис. 74. Свободное тело под действием силы, проходящей через центр тяжести (а) и вне его (б). Самолет под действием силы, проходящей вне центра тяжести в

Теперь мы можем сказать, что для равновесия самолета в установившемся прямолинейном полете необходимо равновесие моментов относительно его центра тяжести (или оси, проходящей через Ц. Т.); иначе, чтобы сумма моментов относительно Ц. Т. была равна нулю.

Рассматривая установившийся горизонтальный полет, подъем и спуск самолета, мы исходили из равновесия сил. Но одного этого условия

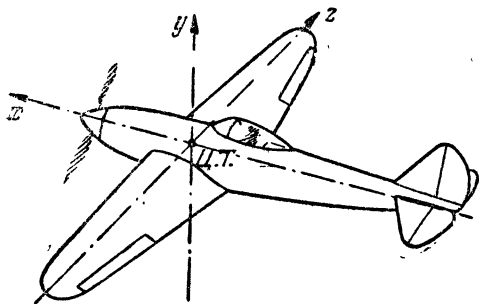


Рис. 75. Связанные оси самолета

для установившегося прямолинейного полета, как видим, недостаточно, а необходимо еще и равновесие моментов сил. До сих пор мы предполагали это условие выполненным, не рассматривая, как оно достигается. Именно на основе этого предположения мы перенесли силы в центр тяжести. В действительности же в центре тяжести всегда приложена только сила веса, а остальные силы проходят вне центра тяжести и, следовательно, самолет находится под

влиянием нескольких постоянно действующих моментов. В этой главе мы рассмотрим условия, при которых моменты будут в равновесии, и способы, какими это равновесие достигается.

Как это обычно делается в механике, будем рассматривать равновесие моментов относительно трех взаимно перпендикулярных осей x , y и z , проходящих через центр тяжести и располагаемых так, как показано на рис. 75. Эти оси называются связанными. Направление осей выбирается наиболее естественное для формы самолета. Так как самолет имеет плоскость симметрии, которая разбивает все части самолета на правые и левые, то оси x и y располагают в плоскости симметрии, причем ось x направляют параллельно хорде крыла; третья ось z перпен-

дикулярна плоскости симметрии и идет вдоль размаха крыльев. Оси вращения самолета называются так:

x — продольной осью;

y — осью поворотов;

z — поперечной осью.

Моменты, стремящиеся вращать самолет вокруг оси x , называются кренящими моментами.

Моменты, стремящиеся вращать самолет вокруг оси z , называются продольными моментами. При этом моменты, стремящиеся опустить нос самолета, т. е. уменьшить угол атаки, называются пикирующими, а моменты, стремящиеся поднять нос самолета, т. е. увеличить угол атаки, — кабрирующими.

Моменты, стремящиеся вращать самолет вокруг оси y , называются моментами рысканья, или заворачивающими моментами.

Общее понятие об управляемости и устойчивости самолета. Пусть самолет летит прямолинейно с постоянной скоростью. Это означает, что не только действующие на самолет силы, но и моменты сил находятся в равновесии. Но допустим, что летчик отклонил один из рулей немного больше, чем он был отклонен раньше, и, следовательно, изменил величину действующей на руль воздушной силы, а тем самым — и ее момента. Очевидно, равновесие будет нарушено и самолет начнет поворачиваться в сторону большего момента. Отсюда заключаем, что, изменяя моменты, действующие на рули самолета, можно изменять также и положение равновесия, т. е. эти моменты можно использовать для управления самолетом.

Таким образом, управляемостью самолета называется возможность изменять его положение по воле летчика.

Для установившегося прямолинейного движения самолета необходимо равновесие сил и моментов, однако для длительного установившегося движения уже недостаточно равновесия сил и моментов, а требуется еще устойчивость. Что же такое устойчивость самолета?

Из механики известно, что равновесие может быть *устойчивым*, *неустойчивым* и *безразличным* (см. ч. 1, § 9). Эти три вида устойчивости встречаются и у самолета, причем для суждения об устойчивости надо предположить наличие внешней кратковременно действующей силы (например, от порыва ветра), которая нарушает равновесие самолета. Если по прекращении действия этой внешней силы самолет *сам*, *без вмешательства летчика*, возвращается в прежнее положение равновесия, то говорят, что *самолет устойчив*. Если по прекращении действия внешней силы самолет без вмешательства летчика не только не возвращается в прежнее положение равновесия, но все больше отклоняется от него, то самолет *неустойчив*. Если же по прекращении действия внешней силы самолет остается в том положении равновесия, в которое он перешел под действием этой силы, то значит самолет находится в *безразличном равновесии*. Безразличное равновесие является как бы границей между устойчивым и неустойчивым равновесием.

Итак, управляемость есть возможность *изменять* положение равновесия самолета, устойчивость же есть *стремление* самолета *сохранять* положение равновесия. Следовательно, понятие управляемости противоположно понятию устойчивости.

§ 36. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

Для рассмотрения управляемости и устойчивости самолета надо знать моменты сил относительно его центра тяжести. Следовательно, надо уметь определять положение центра тяжести самолета. Напомним, что центром тяжести самолета называется точка приложения равнодействующей всех элементарных сил тяжести.

Положение центра тяжести проектируемого самолета определяют расчетным путем. Центр тяжести уже построенного самолета—пустого или груженого—чаще определяют практическим путем, обычно способом взвешивания самолета на весах. Для этой цели помещают весы под колеса шасси и под хвостовое колесо (рис. 76, а). Произведя взвешивание, полу-

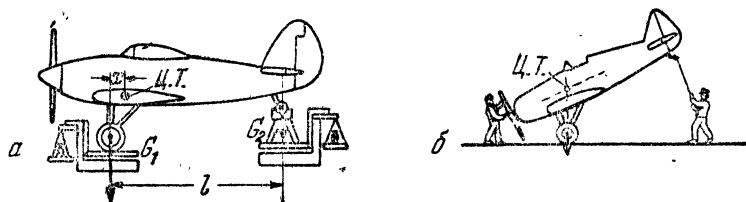


Рис. 76. Схема взвешивания самолета для определения положения центра тяжести (а). Простейший способ приближенного определения положения центра тяжести (б)

чают доли веса, приходящиеся на колеса шасси и хвостовую опору; после этого нетрудно подсчитать, на каком расстоянии от оси передних колес проходит направление силы веса. Пусть, например, на весы под колесами шасси приходится груз G_1 , а на весы под хвостом—груз G_2 (за вычетом веса козелка). Как известно, точка приложения равнодействующей двух параллельных сил, направленных в одну сторону, лежит ближе к большей силе и делит расстояние между силами (l) обратно пропорционально силам. Следовательно,

$$\frac{x}{l-x} = \frac{G_2}{G_1};$$

преобразуя это выражение, получим:

$$G_1x = G_2l - G_2x; \quad G_1x + G_2x = G_2l; \quad x(G_1 + G_2) = G_2l,$$

откуда

$$x = \frac{G_2l}{G_1 + G_2}.$$

Затем производят второе взвешивание (с опущенным хвостом) и определяют новое положение силы веса. Точка пересечения двух найденных линий даст положение Ц. Т. по длине и высоте.

Для проверки местонахождения Ц. Т. в полевых условиях часто применяют простой способ, не требующий взвешивания самолета. Этот способ основан на следующем.

Значительное перемещение центра тяжести возможно только по длине самолета, поскольку по длине грузы больше разнесены, чем по высоте. Поэтому надо определить положение Ц. Т. по длине. Положение

же Ц. Т. по высоте может быть приблизительно определено на глаз. Поэтому на фюзеляже намечают линию (например, мелом), на которой должен примерно лежать Ц. Т. по высоте. Затем поднимают хвост самолета до тех пор, пока он не станет невесомым, и проводят вертикаль (по отвесу) через ось колес (рис. 76, б). Пересечение двух линий и даст приблизительное положение центра тяжести самолета. Разумеется, этот способ применим только для легких самолетов.

Определение положения Ц. Т. следует производить в ангаре, если же на открытом воздухе, то только при безветрии, так как при наличии ветра на самолет будут действовать аэродинамические силы и влияние моментов этих сил скажется отрицательно на точности определения положения центра тяжести.

§ 37. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА И ЕГО ПЕРЕМЕЩЕНИЕ

Из первой части нашей книги известно, что центром давления (Ц. Д.) крыла называется точка пересечения полной аэродинамической силы (или подъемной силы) с хордой крыла. Местоположение центра давления на хорде зависит от угла атаки.

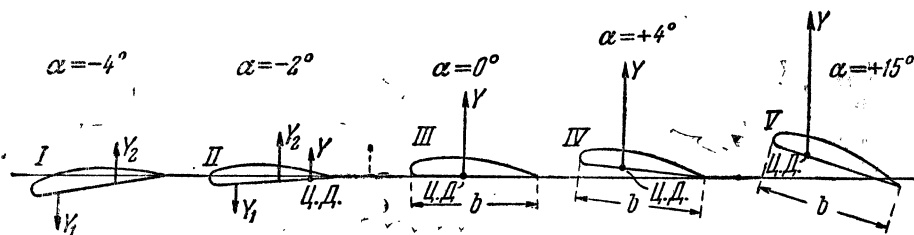


Рис. 77. Перемещение центра давления крыла по хорде при изменении угла атаки (у профилей первой категории)

Перемещение центра давления объясняется тем, что при изменении угла атаки изменяется распределение давления вдоль хорды крыла. Характер перемещения центра давления зависит от формы профиля крыла. У ряда современных профилей центр давления перемещается примерно так, как показано на рис. 77.

При некотором отрицательном угле атаки (I) силы давления в носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Это—угол атаки нулевой подъемной силы (α_0), при котором крыло не развивает подъемной силы, а испытывает лишь лобовое сопротивление и находится под действием пары сил, скручивающей крыло. Центра давления нет, так как пара сил равнодействующей не имеет.

При несколько большем угле атаки (II) силы давления в носовой и хвостовой частях профиля хотя и направлены в противоположные стороны, но не равны, причем сила давления, направленная вверх, больше силы, направленной вниз. Если сложить эти силы по правилу сложения параллельных сил, направленных в противоположные стороны, то их равнодействующая будет лежать за большей силой (и даже может оказаться вне крыла), т. е. центр давления окажется расположенным в хвосте.

стовой части профиля. Характер нагрузки на крыло изменится, но попрежнему будет налицо опрокидывающий крыло момент. При несколько большем угле атаки силы давления, направленные вниз, станут равны нулю, а равнодействующая сил давления, направленных вверх, станет подъемной силой.

При дальнейшем увеличении угла атаки (III и IV), одновременно с ростом разности давлений под крылом и над крылом, местонахождение максимальной разности давлений передвигается все ближе к носовой части профиля, а это, естественно, вызывает и перемещение центра давления (по хорде) к передней кромке.

При $\alpha = 0^\circ$ расстояние между центром давления и передней кромкой (расстояние d) составляет приблизительно 55% длины хорды.

При $\alpha \approx 5^\circ$ расстояние $d \approx 40\%$ длины хорды.

Наиболее переднее положение Ц. Д. занимает при угле атаки, близком к критическому (V), находясь в этом случае от передней кромки на расстоянии 28—32% длины хорды. При переходе за критический угол центр давления начинает перемещаться назад.

Таким образом, у описанных профилей крыльев при увеличении угла атаки Ц. Д. стремится подойти к передней четверти хорды. Это так называемые неустойчивые профили.

У другой категории профилей, названных устойчивыми, перемещение Ц. Д. противоположно указанному. У них на малых углах атаки Ц. Д. находится не в хвостовой части профиля, а почти у самой передней кромки, и с увеличением угла атаки немного перемещается назад, причем самое заднее положение занимает при критическом угле, и расстояние d составляет тогда около 22% длины хорды. Таким образом, и у этой категории профилей с увеличением угла атаки Ц. Д. стремится подойти к 25% длины хорды (но только с обратной стороны). К этой категории относятся вогнуто-выпуклые профили с отогнутой вверх задней кромкой.

К третьей категории профилей принадлежат симметричные профили. У них при летных углах атаки Ц. Д. перемещается незначительно и занимает почти постоянное положение—приблизительно на 25% длины хорды от передней кромки.

Мы рассмотрели перемещение центра давления крыла вдоль хорды—*продольное перемещение*. Но центр давления может перемещаться и перпендикулярно хорде, т. е. вдоль размаха крыла. Это—*поперечное перемещение*.

Какие же причины вызывают поперечное перемещение центра давления крыла?

Подъемную силу крыла Y мы можем представить как равнодействующую подъемных сил правого и левого полукрыльев. Если подъемные силы полукрыльев равны, то точка приложения их равнодействующей—центр давления—будет находиться на равных расстояниях от их точек приложения, и в этом случае Ц. Д. будет лежать в плоскости симметрии крыла. Если же подъемные силы полукрыльев почему-либо не равны, то по правилу сложения параллельных сил, направленных в одну сторону, точка приложения силы Y будет лежать ближе к большей составляющей. Очевидно, в этом случае центр давления уже не будет лежать в плоскости симметрии.

Страница 101
отсутствует :(

Страница 102
отсутствует :(

насколько изменилась центровка, иначе говоря, надо уметь *пересчитать* центровку.

При пересчете центровки можно исходить или из центровки пустого самолета и найти ее изменение от положенных данных грузов, или же, если центровка при определенной нагрузке известна, то определить ее изменение от добавления одних и снятия других грузов.

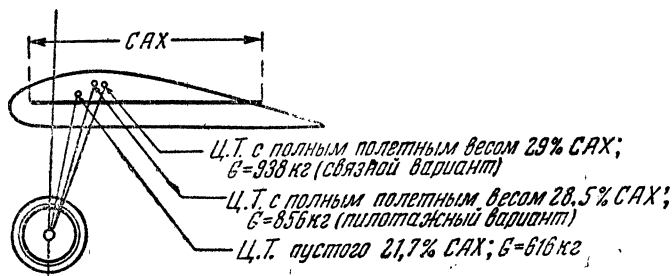


Рис. 81. Схема центровки самолета УТ-2

Пусть нам известно положение Ц. Т. самолета УТ-2 (рис. 82) при некотором его весе G . Спрашивается: как изменится центровка, если мы положим добавочный груз G_1 позади Ц. Т. на некотором расстоянии от него (например, на самолете УТ-2 посадим на заднее место не одного,

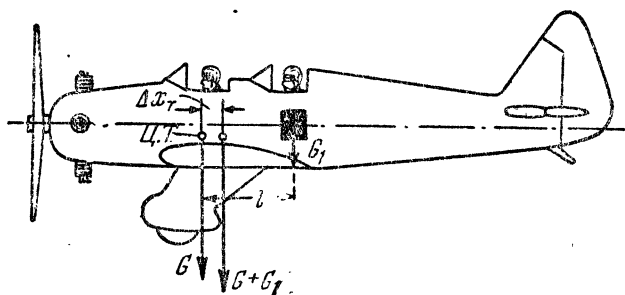


Рис. 82. Изменение центровки самолета при изменении нагрузки

а двух человек)? Обозначим расстояние, на котором пройдет сила нового веса $(G + G_1)$ от прежней, через Δx_T . Так как равнодействующая двух параллельных сил делит расстояние между силами обратно пропорционально силам, то, следовательно:

$$\frac{\Delta x_T}{l - \Delta x_T} = \frac{G_1}{G}.$$

Преобразуя далее, получим:

$$G \Delta x_T = G_1 l - G_1 \Delta x_T; \quad G \Delta x_T + G_1 \Delta x_T = G_1 l; \quad \Delta x_T (G + G_1) = G_1 l,$$

откуда

$$\Delta x_T = \frac{G_1 l}{G + G_1}.$$

Числитель полученного выражения равен моменту положенного груза относительно старого Ц. Т., а в знаменателе стоит новый полетный вес. Нетрудно видеть, что момент $G_1 l$ будет стремиться в полете опустить хвост и поднять нос самолета, т. е. будет кабрирующим моментом.

Если мы, наоборот, снимем с самолета груз (например, на самолете УТ-2 полетит только один пилот на переднем месте), то это будет равносильно тому, что сила G_1 стала действовать вверх; следовательно, при снятии груза позади Ц. Т. момент $G_1 l$ будет стремиться опустить нос самолета, т. е. будет пикирующим моментом. Это понятно также из того, что при снятии груза позади центра тяжести последний переместится вперед. В знаменателе формулы при снятии груза надо брать не сумму $G + G_1$, а разность $G - G_1$.

Таким образом, для определения расстояния Δx_T , т. е. смещения Ц. Т. по длине, мы имеем следующую формулу:

$$\Delta x_T = \frac{G_1 l}{G \pm G_1},$$

где знак плюс берется, если мы кладем груз, а знак минус, — если мы снимаем груз.

Найдя величину смещения Ц. Т., нетрудно определить сторону, в которую он сместится. Надо лишь помнить, что Ц. Т. всегда смещается в сторону положенного груза и в обратную сторону от снятого.

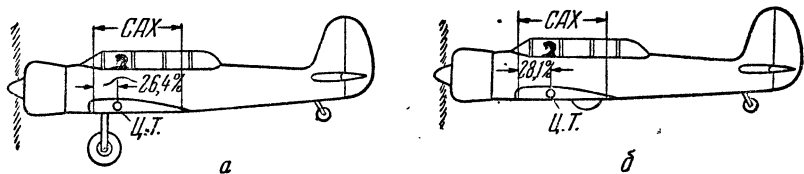


Рис. 83. Изменение центровки самолета Як-18 при убирании шасси ($G = 1\,085$ кг)

Изменение центровки при изменении нагрузки, т. е. смещение Ц. Т. по длине (расстояние Δx_T) обычно выражают также в процентах САХ.

Мы рассмотрели изменение центровки самолета при добавлении или снятии груза. Но, очевидно, центровка x_T будет изменяться и в случае перемещения груза по длине самолета. Это часто имеет место на тяжелых самолетах, особенно транспортных. Однако и на легких самолетах перемещение груза по длине не исключено, например, при убирании шасси, если оно убирается назад. Так у самолета Як-18 с полетным весом $G = 1\,085$ кг при выпущенном шасси центровка $x_T = 26,4\%$ САХ (рис. 83, а), а при убранном шасси Ц. Т. перемещается назад на расстояние $\Delta x_T = 1,7\%$ САХ, т. е. при убранном шасси (с тем же полетным весом) центровка самолета $x_T = 26,4 + 1,7 = 28,1\%$ САХ. Это следует помнить.

§ 39. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

Продольным равновесием называется состояние самолета, когда у него нет стремления поворачиваться вокруг поперечной оси z . Для продольного равновесия необходимо равновесие продольных

моментов (пикирующих и кабрирующих) или чтобы алгебраическая сумма продольных моментов была равна нулю.

Практически продольное равновесие является наиболее важным. Разумеется, равновесие моментов относительно других осей тоже важно, но там равновесие моментов часто получается просто вследствие симметрии, тогда как сохранение равновесия продольных моментов требует от летчика неослабного внимания.

Какие же продольные моменты действуют на самолет в установившемся прямолинейном полете?

Пусть самолет совершает установившийся прямолинейный горизонтальный полет (рис. 84). На самолет при этом действуют: сила веса G , подъемная сила Y , сила лобового сопротивления Q и сила тяги винта P . Сила веса всегда приложена в центре тяжести, следовательно, момент ее относительно Ц. Т. всегда равен нулю. Подъемная сила Y имеет относительно Ц. Т. некоторое плечо (a), и ее момент (Ya) стремится в показанном на рис. 84 случае повернуть самолет в сторону кабрирования, т. е. стремится увеличить

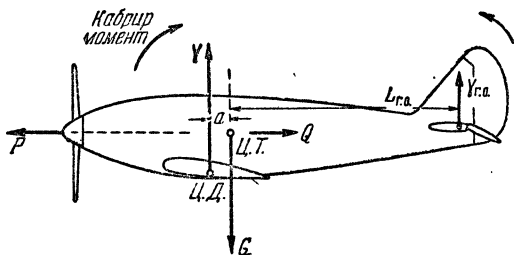


Рис. 84. Моменты крыла и горизонтального оперения, когда центр тяжести самолета находится позади центра давления крыла

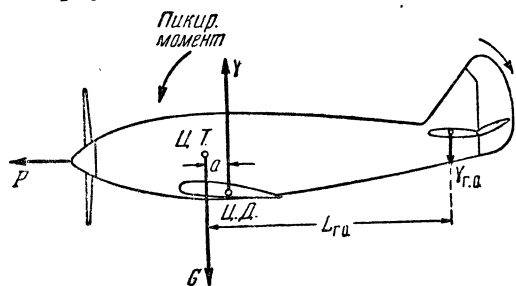


Рис. 85. Моменты крыла и горизонтального оперения, когда центр тяжести самолета находится впереди центра давления крыла

($Y_{г.о.} \cdot L_{г.о.}$) будет пикирующим и равным по величине моменту от крыла. Равновесие будет, очевидно, при условии, что

$$Ya = Y_{г.о.} \cdot L_{г.о.}$$

Если центр тяжести будет находиться впереди центра давления крыла (рис. 85), момент подъемной силы крыла будет пикирующим и для уравновешивания его надо горизонтальное оперение нагрузить сверху, т. е. установить его так, чтобы сила $Y_{г.о.}$ была направлена сверху вниз. Суть дела от этого не изменится, и равновесие будет, конечно, опять при условии, что $Ya = Y_{г.о.} \cdot L_{г.о.}$.

Пикирующие моменты условились считать отрицательными, а кабрирующие — положительными. Момент подъемной силы крыла для краткости

называют просто моментом крыла, а момент подъемной силы горизонтального оперения—моментом горизонтального оперения. Поэтому условие равновесия моментов в первом случае можем записать так:

$$M_{кр} = -M_{г. о.},$$

а во втором:

$$-M_{кр} = M_{г. о.}$$

или в обоих случаях так:

$$M_{кр} + M_{г. о.} = 0.$$

Момент крыла и момент горизонтального оперения—наиболее значительные продольные моменты. Кроме них, значительный момент может дать тяга винта, когда направление силы тяги не проходит через Ц. Т. или, как говорят, когда имеется децентрация винта. Если ось винта проходит ниже Ц. Т., децентрация называется *нижней*, если выше—*верхней*.

При нижней децентрации винта момент силы тяги будет кабрирующим, при верхней—пикирующим.

Работающий винт, кроме момента непосредственно от тяги, вызывает еще момент от изменения подъемной силы горизонтального оперения под влиянием струи винта.

Наконец, некоторые моменты дают и силы лобовых сопротивлений (крыла, фюзеляжа, оперения и пр.). Силы эти взаимно параллельны и направлены против движения, причем направления их могут проходить выше или ниже Ц. Т., следовательно, моменты их могут быть как пикирующие, так и кабрирующие, т. е. могут полностью или частично взаимно уравновешиваться.

Если учесть все сказанное, то написанное выше условие равновесия моментов мы должны дополнить, вписав в одну часть равенства все пикирующие моменты (со знаком минус), а в другую—все кабрирующие (взяв каждый из них со знаком плюс). Тогда при перенесении всех моментов в левую часть равенства получим, что сумма их равна нулю.

Итак, *сумма всех моментов относительно оси z должна быть равна нулю.*

Это условие равновесия моментов записывают так (обозначая сумму греческой буквой Σ —сигма):

$$\Sigma M_z = 0.$$

Наиболее важными моментами являются момент крыла, момент горизонтального оперения и момент силы тяги (включая действие струи винта на оперение). В следующих параграфах мы рассмотрим первые два из этих моментов, а третий, т. е. влияние работы мотора на продольное равновесие, рассмотрим после того, как познакомимся с продольной управляемостью. Моменты лобовых сопротивлений, как менее значительные (и мало изменяющиеся в полете), учитывать не будем.

§ 40. МОМЕНТ КРЫЛА И ЗАВИСИМОСТЬ ЕГО ОТ УГЛА АТАКИ И ЦЕНТРОВКИ

Момент крыла относительно Ц. Т. (рис. 86, а) мы должны записать так:

$$M_{кр} = -Rr$$

(знак минус показывает, что момент в данном случае получается пикирующим). Формула эта кажется простой, но пользоваться ею неудобно. Поэтому разложим силу R на тангенциальную силу Q_1 , направленную по хорде, и нормальную Y_1 (рис. 86, б). Допустим для простоты, что

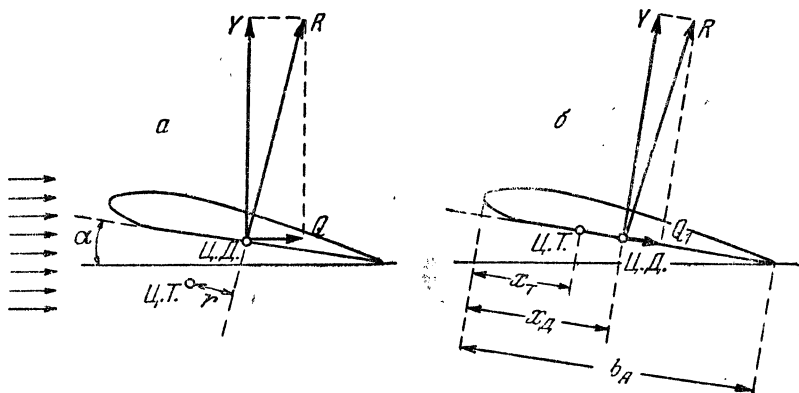


Рис. 86. Момент крыла (с некоторыми допущениями)

Ц. Т. лежит на хорде. Тогда момент силы Q_1 будет равен нулю, и момент крыла можно будет записать через Y_1 . Обозначим расстояние от передней кромки до Ц. Д. (которое ранее мы обозначали d) буквой $x_{Д}$ и выразим его в долях b_A , обозначив относительную величину знаком $\bar{x}_{Д}$. Так же поступим с расстоянием до центра тяжести x_T , введя обозначение $\bar{x}_T$. Это означает, что

$$\bar{x}_{Д} = \frac{x_{Д}}{b_A} \quad \text{и} \quad \bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}.$$

Момент крыла относительно Ц. Т., находящегося на хорде, очевидно, запишется так:

$$M_{кр} = -Y_1(x_{Д} - x_T),$$

но при малых углах атаки сила $Y_1 \approx Y$. Следовательно,

$$M_{кр} = -Y(x_{Д} - x_T).$$

Знак минус стоит потому, что момент получается пикирующим.

Пример. При некотором угле атаки подъемная сила $Y = 1\,000$ кг; расстояние до Ц. Т. от передней кромки средней аэродинамической хорды в процентах ее длины $x_T = 30\% b_A$; расстояние $x_{Д} = 40\% b_A$. Длина средней аэродинамической хорды $b_A = 1,5$ м. Определить момент крыла.

Определяем расстояния x_D и x_T :

$$x_D = 0,4 \quad b_A = 0,4 \cdot 1,5 = 0,60 \text{ м};$$

$$x_T = 0,3 \quad b_A = 0,3 \cdot 1,5 = 0,45 \text{ м}.$$

Таким образом,

$$M_{кр} = -1\,000 (0,60 - 0,45) = -150 \text{ кгм}.$$

Момент крыла зависит от величин Y , x_D и x_T . Подъемная сила Y зависит от угла атаки и скорости; величина x_D , т. е. положение Ц. Д. зависит тоже от угла атаки. Отсюда ясно, что *момент крыла зависит от угла атаки*.

Но плечо силы Y будет, очевидно, изменяться и с изменением x_T , причем может получиться так, что Ц. Т. окажется позади Ц. Д., т. е. изменится не только величина момента, но и направление момента. Следовательно, *момент крыла сильно зависит от центровки*.

Зависимость момента крыла от угла атаки и от центровки может быть показана на простейшей схеме, изображенной на рис. 87, которая до некоторой степени заменит теоретический анализ и поможет понять суть дела.

На рис. 87 дано приблизительное положение центра тяжести и центра давления при четырех углах атаки: при $\alpha \approx -5^\circ$, $\alpha \approx 0^\circ$, $\alpha \approx 7^\circ$ и $\alpha_{крит} \approx 15^\circ$ — для четырех разных центровок: 25%, 30%, 35% и 40% длины САХ (расстояния x_D и x_T , чтобы не загромождать схему, не обозначены).

Посмотрим теперь, что говорит нам эта схема.

На угле атаки нулевой подъемной силы α_0 (примерно на этом угле атаки, напомним, самолет отвесно пикирует) подъемной силы нет, но крыло находится под действием пары сил, момент которой стремится еще больше уменьшить угол атаки (увеличить отрицательный угол), т. е. является пикирующим моментом. Момент пары равен произведению одной из сил пары на плечо пары и, значит, где бы ни находилась точка вращения, момент пары (ее вращающее действие) не изменится; следовательно, положение Ц. Т. самолета, т. е. центровка, никакого влияния на момент крыла в этом случае оказать не может.

Таким образом, если самолет летит с углом атаки нулевой подъемной силы, то центровка не имеет значения, так как при любой центровке момент крыла будет пикирующим и одинаковым по величине.

При центровке 25% (верхний ряд на рис. 87) момент крыла получается пикирующим не только на α_0 , но и на всех других углах атаки, поскольку на всех углах Ц. Д. находится позади Ц. Т. (знак момента и направление действия показаны на рис. 87 стрелками).

При центровке 30% (второй ряд сверху) момент крыла с увеличением угла атаки хотя и уменьшается по абсолютной величине, но все же остается пикирующим.

При центровке 35%, т. е. при дальнейшем отодвигании Ц. Т. назад, момент крыла получается пикирующим только на малых углах атаки, затем (у нас приблизительно при $\alpha = 7^\circ$) становится равным нулю, так как подъемная сила проходит через Ц. Т., а дальше уже становится кабрирующим, возрастая по мере приближения к критическому углу (на этих углах атаки Ц. Д. все время находится впереди Ц. Т.).

При центровке 40%, т. е. при еще большем отодвигании Ц. Т. назад, момент крыла уже на малом угле атаки становится кабрирующим, и чем больше угол атаки, тем больше кабрирующий момент.

Сказанное и наша схема позволяют сделать следующие выводы:

1. Чем более *передней* будет центровка, тем больше будет *пикирующий* момент крыла; при этом в случае увеличения по какой-либо причине угла атаки момент крыла будет стремиться *уменьшить* его.

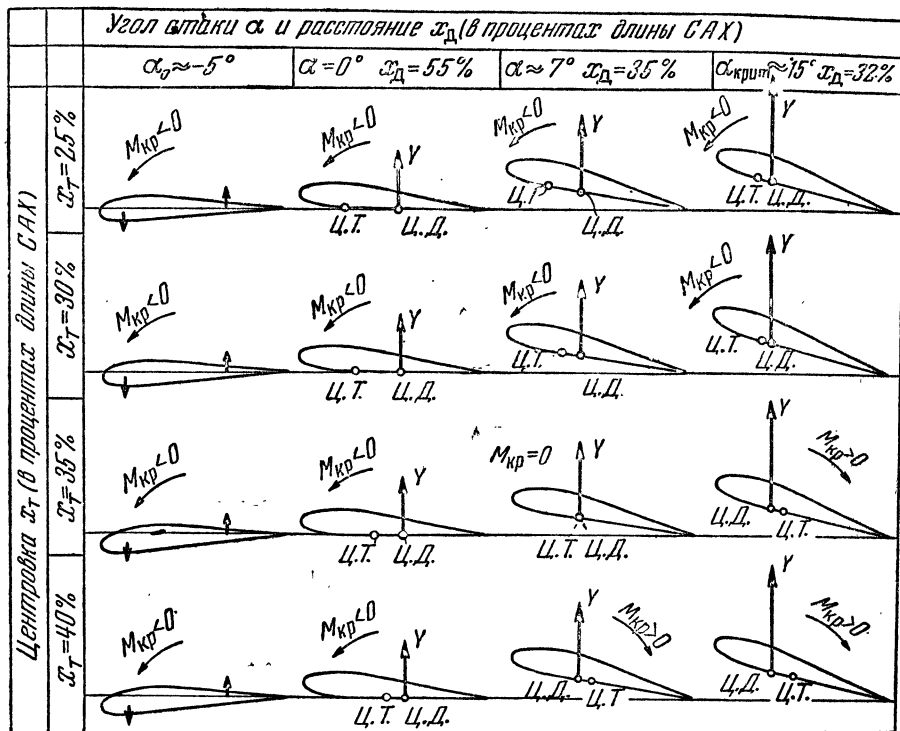


Рис. 87. Схема, иллюстрирующая зависимость момента крыла от угла атаки и центровки

2. Чем более *задней* будет центровка, тем больше будет кабрирующий момент крыла; при этом в случае увеличения угла атаки момент крыла будет стремиться еще больше *увеличить* его.

Эти выводы помогут нам в дальнейшем понять, почему управляемость и устойчивость самолета (и его штурманские свойства) зависят от центровки.

§ 41. МОМЕНТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ И ЗАВИСИМОСТЬ ЕГО ОТ ПОЛОЖЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА И РУЛЯ ВЫСОТЫ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты, представляя собой небольшое крыло обычно симметричного профиля. Стабилизатор устанавливают под некоторым углом $\varphi_{\text{ст}}$ к хорде крыла, причем часто делают так, что этот угол можно в небольших пределах

измещать на земле, а иногда и в полете; в последнем случае стабилизатор называют *управляемым*.

Под действием встречного потока горизонтальное оперение развивает подъемную силу $Y_{г.о.}$ (рис. 88), которая, действуя на плечо $L_{г.о.}$, создает момент относительно поперечной оси, т. е.

$$M_{г.о.} = Y_{г.о.} \cdot L_{г.о.}$$

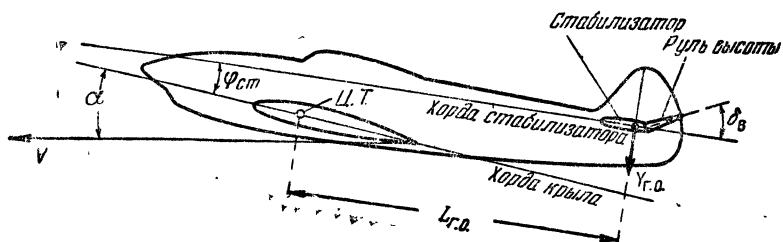


Рис. 88. Момент горизонтального оперения

Пример. Подъемная сила горизонтального оперения $Y_{г.о.} = 30$ кг и плечо $L_{г.о.} = 5$ м. Определить момент оперения. Находим:

$$M_{г.о.} = 30 \cdot 5 = 150 \text{ кгм.}$$

Знак и величина момента $M_{г.о.}$ у данного самолета зависят от знака и величины подъемной силы $Y_{г.о.}$, так как плечо $L_{г.о.}$ можно считать постоянным.

Подъемная сила $Y_{г.о.}$, как аэродинамическая сила, зависит от величины коэффициента $c_{y_{г.о.}}$, площади оперения, плотности воздуха и скорости набегающего на оперение потока. Коэффициент подъемной силы оперения

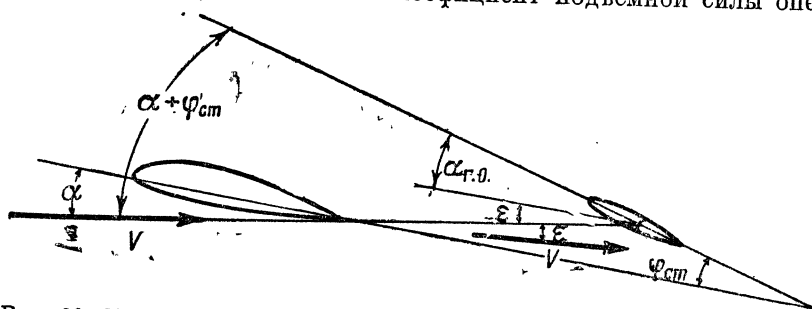


Рис. 89. Угол атаки стабилизатора (угол скоса потока и угол установки стабилизатора для наглядности преувеличены)

$c_{y_{г.о.}}$ зависит от угла атаки оперения и формы профиля, которая у оперения меняется при повороте руля высоты. Под углом атаки оперения понимают угол атаки стабилизатора.

Углом атаки стабилизатора называется угол между хордой стабилизатора и направлением набегающего на него потока. Хорда стабилизатора, вообще говоря, не параллельна хорде крыла и составляет с ней угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$ (рис. 89).

Нетрудно видеть, что угол между хордой стабилизатора и направлением воздушной скорости самолета будет $\alpha + \varphi_{ст}$ и, казалось бы, что это и есть угол атаки стабилизатора. Однако это не так. Под действием крыла поток отклоняется от своего направления вниз на некоторый угол ε («эпсилон»), называемый углом схода потока. Следовательно, угол атаки стабилизатора $\alpha_{г. о.}$ получим, вычтя угол ε из угла $\alpha + \varphi_{ст}$, т. е.

$$\alpha_{г. о.} = \alpha + \varphi_{ст} - \varepsilon.$$

Пример. Самолет летит с углом атаки $\alpha = 2^\circ$; угол установки стабилизатора $\varphi_{ст} = 1^\circ$; $\varepsilon = 0,5^\circ$. Определить угол атаки стабилизатора.

Находим:

$$\alpha_{г. о.} = 2^\circ + (-1^\circ) - 0,5^\circ = +0,5^\circ.$$

Если профиль стабилизатора симметричный и угол атаки его окажется равным нулю, то при нейтральном положении руля высоты подъемная

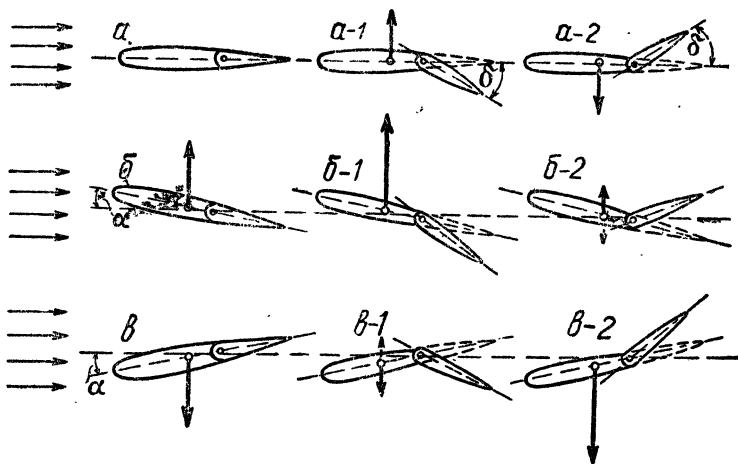


Рис. 90. Изменение подъемной силы горизонтального оперения в зависимости от положения стабилизатора и руля высоты.

сила оперения будет равна нулю (рис. 90, а). При положительном угле атаки (рис. 90, б) подъемная сила будет направлена вверх и, следовательно, момент ее будет пикирующим; при отрицательном угле атаки (рис. 90, в) подъемная сила будет направлена вниз и момент ее будет кабрирующим.

Пусть угол атаки стабилизатора равен нулю, и летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 90, а-1) на некоторый угол δ («дельта»). Это равносильно увеличению угла атаки и вызовет появление положительной подъемной силы. Отклонение руля вверх (рис. 90, а-2) вызовет, очевидно, появление подъемной силы, направленной вниз (отрицательной).

При положительном угле атаки стабилизатора отклонение руля вниз (рис. 90, б-1) вызовет увеличение положительной подъемной силы, отклонение же руля вверх (рис. 90, б-2) уменьшит ее и даже может изменить ее направление на обратное (показано пунктиром).

При отрицательном угле атаки стабилизатора отклонение руля вниз (рис. 90, в-1) вызовет, очевидно, уменьшение отрицательной подъемной силы и даже может изменить ее направление на обратное, а отклонение руля вверх (рис. 90, в-2) даст увеличение отрицательной подъемной силы.

Таким образом, *отклоняя руль высоты, летчик может изменять по желанию величину и направление подъемной силы горизонтального оперения, а тем самым—величину и направление его момента.*

В заключение заметим, что скорость потока, обдувающего хвост самолета, не равна скорости полета. Поток, набегающий на крыло, тормозится последним; поэтому при планировании скорость потока у хвоста примерно на 10% меньше, чем скорость полета. Но при моторном полете за счет струи от винта скорость потока у хвоста, наоборот, больше, чем скорость полета. То и другое сказывается, конечно, на величине подъемной силы оперения, значит и на ее моменте.

§ 42. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА. ДЕЙСТВИЕ РУЛЯ ВЫСОТЫ. БАЛАНСИРОВОЧНАЯ КРИВАЯ. СТЕПЕНЬ УПРАВЛЯЕМОСТИ. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ НА УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Продольной управляемостью самолета называется его способность под действием руля высоты изменять угол атаки крыла (режим полета) по желанию летчика. Это вытекает из следующих рассуждений.

Для продольного равновесия в прямолинейном полете необходимо равновесие продольных моментов (пикирующих и кабрирующих). Но прямолинейный полет может быть осуществлен при разных углах атаки, на разных скоростях. Если на одном угле атаки будет равновесие моментов, то на других углах атаки равновесие само не получится. С изменением угла атаки изменяются моменты разных частей самолета и момент крыла; последний зависит еще и от центровки, которая может изменяться в полете в результате выгорания горючего, сбрасывания грузов и т. п. Момент горизонтального оперения изменяется с изменением угла атаки стабилизатора и, кроме того, на него влияет режим работы мотора (вследствие действия струи винта); от режима работы мотора зависит, конечно, и момент силы тяги винта. Очевидно, летчику необходимо приводить моменты в равновесие при всех нужных углах атаки (на всех режимах полета), при всех изменениях центровки и на всех режимах работы мотора, а для этого летчик должен иметь возможность изменять по желанию величину некоторых моментов, т. е. *управлять самолетом.*

Изменять продольные моменты, вообще говоря, можно различными способами. Можно, например, перемещать Ц. Т. самолета, перемещая в фюзеляже некоторый груз: тогда плечи сил будут изменяться, следовательно, будут изменяться и моменты. Подобно этому поступали при полетах на балансирных планерах: вися на руках и перемещая Ц. Т. своего тела, планерист тем самым перемещал и Ц. Т. планера, получая таким путем на разных углах атаки равновесие (б а л а н с) моментов. Изменять моменты можно также путем передвижения концов крыльев, как делают птицы. В современных самолетах летчик изменяет моменты и приводит.

их в равновесие при помощи руля высоты (на длительное время—иногда при помощи управляемого стабилизатора).

Из сказанного ясно, что для получения равновесия моментов при том или ином угле атаки крыла необходимо соответствующее положение руля высоты. Следовательно, *управляемым* будет самолет, на котором путем отклонения руля высоты летчик может осуществить полет на любом угле атаки—на любом желаемом режиме.

Действие руля высоты. Схема управления рулем высоты (рис. 91) вам известна. Если руль стоит нейтрально и мы даем ручку управления

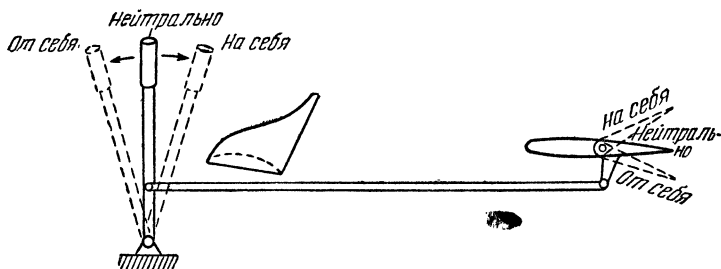


Рис. 91. Схема управления рулем высоты

от себя, то руль отклоняется вниз, а если берем ручку управления на себя, руль отклоняется вверх. Действие руля высоты, вызывающее изменение угла атаки крыла, очень легко понять, если не учитывать влияния стабилизатора.

Пусть угол атаки стабилизатора $\alpha = 0^\circ$ и руль высоты стоит нейтрально (рис. 92, а). Следовательно, подъемная сила оперения равна нулю

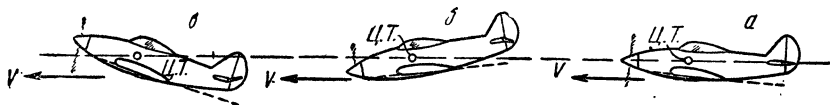


Рис. 92. Действие руля высоты (углы атаки на рис. 6 и в для наглядности преувеличены)

(считаем, что оперение имеет симметричный профиль). Если мы даем ручку управления от себя (рис. 92, б), то возникает подъемная сила оперения, направленная вверх, момент ее будет пикирующий и самолет начнет поворачиваться вокруг поперечной оси, уменьшая угол атаки. Если, наоборот, берем ручку управления на себя (рис. 92, в), возникает подъемная сила, направленная вниз, момент ее будет кабрирующий и самолет начнет увеличивать угол атаки.

Балансировочная кривая. Расчет продольного управления состоит в том, что определяют: 1) достаточно ли возможных отклонений руля высоты для получения равновесия моментов при всех необходимых для полета углах атаки—от угла атаки нулевой подъемной силы α_0 (при пикировании) до критического угла $\alpha_{\text{крит}}$ (при посадке); 2) насколько должен быть отклонен руль высоты на том или ином угле атаки. При этом учитывается возможность изменения угла установки стабилизатора, а также возможное изменение центровки в некоторых пределах.

Выяснение эффективности руля высоты делается путем испытания модели данного самолета в аэродинамической трубе и теоретическим путем, а также при полетных испытаниях самолета. На основе испытания и расчетов строят так называемую балансировочную кривую, характеризующую данный самолет в отношении управляемости и устойчивости.

Балансировочная кривая, примерный вид которой при разных центровках дан на рис. 93, показывает, какое положение должен занимать руль высоты данного самолета при разных углах атаки (при разных скоростях). Для большего удобства пользования кривой иногда строят ее не по углу атаки α , а по скорости полета V . Тогда связь между скоростью полета и углом отклонения руля высоты получается более наглядной. Балансировочная кривая может быть построена для планирования и для моторного полета.

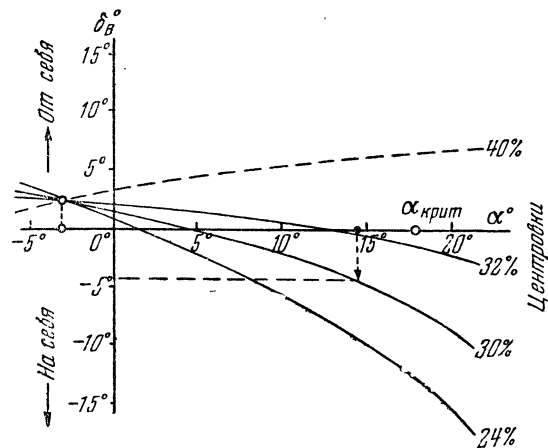


Рис. 93. Балансировочная кривая при разных центровках

При 14° , восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с кривой, откуда опускаем перпендикуляр на вертикальную ось, где и прочитываем величину угла отклонения руля высоты: $\delta_v = 4^\circ$, т. е. 4° вверх.

Для суждения об управляемости данного самолета смотрим, какое положение должен занимать руль высоты при α_0 и $\alpha_{\text{крит}}$. Если при α_0 (при пикировании) отклонение руля высоты не превышает $+15^\circ$, а при $\alpha_{\text{крит}}$ (при посадке) не превышает -15° , то значит управляемость достаточна (нужно сказать, что на практике отклонять руль высоты обычно приходится меньше этих пределов, особенно от себя). Что же считать за меру (степень) управляемости?

Степень управляемости. Предположим, что мы повернули руль высоты на 1° . При этом самолет повернется и изменит угол атаки на некоторое число градусов α' . Эту величину и принимают за *степень управляемости*. Величину α' можно определить по балансировочной кривой.

У хороших самолетов степень управляемости составляет от 1,5 до 2, т. е. при повороте руля высоты на 1° самолет поворачивается вокруг поперечной оси на $1,5 \div 2^\circ$. Степень управляемости меньше единицы считается недостаточной, а больше трех — излишней (за исключением специальных фигурных самолетов).

Степень управляемости зависит от размеров руля высоты и стабилизатора и, самое важное, от центровки. Последнее объясняется тем, что

центровка самолета сильно влияет на моменты, а тем самым и на управляемость.

Влияние центровки на управляемость. От центровки зависит момент крыла, следовательно, изменение центровки должно влиять на продольное равновесие, а тем самым и на управляемость.

На рис. 93 показано примерное изменение балансировочной кривой в зависимости от центровки. Чем же оно вызвано?

Рассматривая зависимость момента крыла от центровки (§ 40), мы нашли, что при α_0 пикирующий момент крыла при разных центровках одинаков. Следовательно, при α_0 руль высоты, какая бы ни была центровка, придется отклонять от себя на один и тот же угол (если, конечно, положение стабилизатора будет неизменным). Значит балансировочные кривые при разных центровках должны пересекаться в одной точке, соответствующей отклонению руля при α_0 (рис. 93).

Было выяснено также, что при передних центровках момент крыла на всех углах атаки будет пикирующим, и чем более передней будет центровка, тем больше будет пикирующий момент крыла. Следовательно, если при очень передней центровке мы увеличиваем угол атаки (берем ручку управления на себя), то нам придется уравнивать рулем высоты большой пикирующий момент, для чего мы должны, очевидно, больше брать ручку управления на себя. Поэтому балансировочная кривая для очень передней центровки (например, для 24%, как на нашей диаграмме) идет круто вниз. Как видим, наиболее заметно изменится отклонение руля (на себя) при $\alpha_{\text{крит}}$, т. е. при посадке. Значит *в случае очень передней центровки ручку управления при посадке надо выбирать на себя больше* (чем при менее передних центровках, например, 30 и 32%). Так как при менее передних центровках пикирующий момент крыла меньше, то для увеличения угла атаки приходится меньше брать ручку управления на себя (кривые идут менее круто вниз).

При отодвигании Ц. Т. назад (центровка 35% и больше) балансировочная кривая пойдет выше горизонтальной оси и может пойти даже с уклоном вверх (на рис. 93 показано пунктиром). При задних центровках самолет неустойчив и действие руля высоты, как мы увидим дальше, более сложно.

Итак, центровка сильно влияет на управляемость, следовательно, и на степень управляемости. Нетрудно сообразить, что при очень передней центровке (например, 24%) степень управляемости будет меньше, чем, например, при менее передней центровке (например, 30%). И если взять центровку слишком переднюю (например, 15%), то балансировочная кривая пойдет очень круто вниз, и степень управляемости окажется меньше 1, т. е. будет недостаточной (например, при отклонении руля высоты на себя на 10° самолет изменит угол атаки только на 8°). Отсюда следует, что *передний предел (передняя граница) допустимых центровок самолета определяется его управляемостью* (задний предел определяется, как будет показано дальше, устойчивостью).

Рис. 93 показывает еще, что при разных центровках и при нейтральном положении руля высоты самолет балансируется на разных углах атаки (причины этого понятны из сказанного выше) и при очень передней центровке (24%) этот угол мал, а при менее передней (32%) — большой. На практике желательно, чтобы руль высоты был нейтрален при некотором среднем угле атаки (например, при $\alpha = 4^\circ$), на котором чаще всего

летает самолет. В случае же изменения центровки (в полете) летчик добивается равновесия путем отклонения руля высоты. Если же и на других режимах желательно вернуть рули в нейтральное положение, то пользуются управляемым стабилизатором (если он есть).

Предположим, например, что самолет летел с углом атаки $\alpha = 4^\circ$ и руль высоты был нейтрален, но затем центровка стала более передней и летчику пришлось немного отклонить руль высоты вверх, чтобы создать кабрирующий момент (рис. 90, а-2). Тогда можно отклонить стабилизатор в обратную сторону (рис. 90, в), уменьшая его угол установки и угол атаки, а руль высоты поставить нейтрально. Таким образом, частично нагрузка с руля перекладывается на стабилизатор и руль можно вернуть в нейтральное положение.

Если центровка стала более задней, то вместо того, чтобы отклонить руль высоты вниз (рис. 90, а-1), можно отклонить стабилизатор вверх (рис. 90, б), увеличивая угол его установки, а тем самым и угол атаки всего оперения.

В обоих случаях равновесие самолета, конечно, не должно нарушиться, а для этого подъемная сила оперения должна остаться без изменения, т. е. отклонение руля высоты должно быть аэродинамически равноценным отклонению стабилизатора.

§ 43. ВЛИЯНИЕ РАБОТЫ ВМГ НА ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Работающая винто-моторная группа самолета дает момент силы тяги и, кроме того, момент от изменения подъемной силы горизонтального оперения под влиянием струи винта. Поэтому, если в моторном полете самолет находился в равновесии на некотором угле атаки α ,

то при выключении мотора оно будет нарушено (на этом α) вследствие исчезновения указанных моментов. Если же самолет был в равновесии при планировании, то при включении мотора оно будет нарушено вследствие появления указанных моментов. Иначе говоря, как при выключении, так и при включении мотора самолет стремится изменить угол атаки. Это влияние работы ВМГ

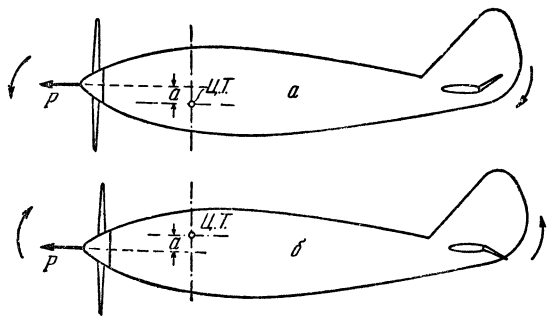


Рис. 94. Влияние работы винто-моторной группы на равновесие и управляемость: а—при верхней децентрации винта; б—при нижней

особенно сильно сказывается при переходе с подъема на планирование и с планирования на подъем.

При верхней децентрации винта (рис. 94, а) момент Pa — пикирующий и, следовательно, при включении мотора самолет стремится уменьшить угол атаки. При нижней децентрации винта (рис. 94, б) момент Pa — кабрирующий и, следовательно, при включении мотора самолет стремится увеличить угол атаки.

Действие струи винта на оперение более сложно. Пусть самолет планирует и на его горизонтальное оперение набегает поток со скоростью $V_{г.о.}$ под углом атаки $\alpha_{г.о.}$ (рис. 95, а), в результате чего оперение развивает подъемную силу $Y_{г.о.}$. При включении мотора к скорости $V_{г.о.}$ добавляется скорость струи от винта, которая, складываясь со скоростью $V_{г.о.}$, дает результирующую скорость $V'_{г.о.}$, причем теперь поток набегаёт на оперение под меньшим углом атаки $\alpha'_{г.о.}$ (так как струя от винта увеличивает скос потока у хвоста). Вследствие увеличения скорости подъемная сила $Y_{г.о.}$ должна возрасти, а вследствие уменьшения угла атаки—должна уменьшиться; в результате она заметно не изменится, т. е. действие струи винта заметно не нарушит равновесия самолета.

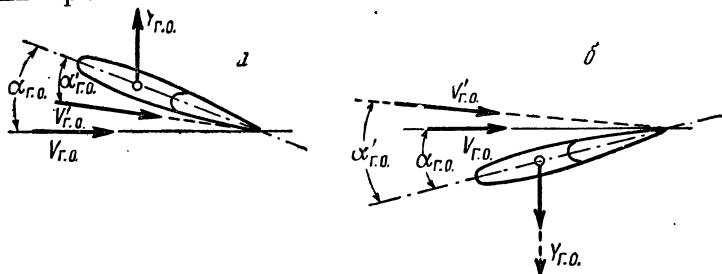


Рис. 95. Действие струи винта на горизонтальное оперение

Мы рассмотрели случай, когда подъемная сила оперения направлена вверх и, следовательно, дает пикирующий момент, а это должно быть тогда, когда момент крыла получается кабрирующим, т. е. при положении Ц. Т. позади Ц. Д.

Но современные самолеты имеют, как правило, переднюю центровку, а при передних центровках Ц. Т. обычно находится впереди Ц. Д. и поэтому крыло дает пикирующий момент, следовательно, оперение должно давать кабрирующий момент, т. е. должно быть нагружено сверху, иначе говоря, угол атаки и подъемная сила оперения должны быть отрицательными. Пусть в этом случае (рис. 95, б) скорость $V_{г.о.}$ опять соответствует планированию. При включении мотора струя от винта увеличит скорость потока у хвоста и скорость станет $V'_{г.о.}$, причем из-за увеличения скоса потока угол атаки здесь не уменьшится, а увеличится ($\alpha'_{г.о.} > \alpha_{г.о.}$). В результате увеличения скорости и угла атаки подъемная сила $Y_{г.о.}$ возрастет (на рисунке показано пунктиром); значит кабрирующий момент оперения заметно увеличится. Следовательно, можно сказать, что *действие струи винта на оперение создает кабрирующий момент*.

Рассмотрим теперь совместное влияние обоих описанных моментов (момента от тяги винта и момента от действия струи винта на оперение) на равновесие и управляемость.

При большой верхней децентрации винта сила тяги дает большой пикирующий момент (плечо значительное), который перевесит кабрирующий момент от действия струи винта на оперение. Поэтому при включении мотора самолет будет стремиться уменьшить угол атаки. Для противодействия этому надо, очевидно, создать рулем высоты добавочный кабрирующий момент, т. е. отклонить на некоторый угол руль высоты на себя и так держать руль во время всего полета на данном угле атаки. При выключении мотора пикирующий момент от тяги винта и кабрирующий от дей-

ствия струи винта на оперение исчезнут, но добавочный кабрирующий момент руля высоты останется, и если летчик своевременно не даст ручку управления от себя (для перевода самолета на планирование), то под действием этого момента самолет увеличит угол атаки. При внезапной остановке мотора, особенно на подъеме, указанная ошибка летчика (запаздывание) может повести к потере скорости.

При небольшой верхней децентрации тяга винта даст небольшой пикирующий момент, который примерно уравновесит кабрирующий момент от действия струи винта на оперение. В этом случае при включении мотора у самолета не будет стремления изменить угол атаки (а если и будет, то незначительное), следовательно, отклонять руль высоты на себя не придется. Поэтому при выключении мотора у самолета не будет стремления увеличить угол атаки.

При нулевой децентрации (т. е. когда ось винта проходит через Ц. Т.) момента от тяги не будет, но кабрирующий момент от действия струи винта на оперение останется. В этом случае при включении мотора самолет будет стремиться увеличить угол атаки.

При нижней децентрации тяга винта дает кабрирующий момент, а так как момент от действия струи винта на оперение тоже кабрирующий, то в сумме получается большой кабрирующий момент. Следовательно, при включении мотора самолет будет стремиться резко увеличить угол атаки. Поэтому при нижней (и при нулевой) децентрации винта для уравнивания указанного кабрирующего момента летчик должен создать пикирующий момент, отклонив руль высоты от себя на тот или иной угол (в зависимости от режима полета), и так держать руль в течение всего полета на данном режиме, что, естественно, потребует от летчика некоторого непрерывного усилия. При выключении мотора кабрирующий момент исчезнет, пикирующий же момент руля высоты останется и под действием его самолет сам перейдет на планирование.

Таким образом, поведение самолета при нижней (и нулевой) децентрации винта обратно поведению при верхней децентрации и более приятно для летчика (в случае внезапной остановки мотора самолет сам переходит на планирование).

§ 44. МЕРЫ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ УСИЛИЯ НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ. КОМПЕНСИРОВАННЫЙ РУЛЬ ВЫСОТЫ. СЕРВОКОМПЕНСАТОР. УПРАВЛЯЕМЫЙ СТАБИЛИЗАТОР. ТРИММЕР

Выше было упомянуто об усилии, которое приходится прилагать летчику для отклонения руля высоты. Рассмотрим этот вопрос, имеющий большое практическое значение.

Пусть летчик для изменения угла атаки отклонил руль высоты от себя (рис. 96), тогда на руль будет действовать аэродинамическая сила R_B , которая создает относительно оси вращения руля (шарнира) момент, называемый шарнирным моментом. Под действием этого момента руль высоты будет стремиться занять положение без нагрузки и, чтобы не допустить этого, летчик должен приложить к ручке управле-

ния силу P . Таким образом, в течение всего времени летчик должен прилагать некоторое усилие для уравнивания указанного момента, действие которого он ощущает как давление на ручку управления.

В прошлом, когда самолеты были маломощны и полеты кратковременными, об уменьшении давления на ручку управления не заботились. Но впоследствии вопрос о давлении на ручку управления стал одним из

важнейших вопросов управляемости, так как даже небольшое давление (например, 2 кг), если оно продолжается несколько часов, весьма утомляет летчика. Поэтому стали принимать меры для уменьшения усилия на ручке управления, а позже — и меры для его устранения, что более желательно при длительном полете на данном режиме. В том и другом случае применяются различные устройства.

Для уменьшения усилия на ручке управления применяются аэродинамически уравновешенный, или, как говорят, компенсированный руль высоты и так называемый сервокомпенсатор (вспомогательный компенсатор), а для устранения усилия на ручке — управляемый стабилизатор и триммер на руле высоты.

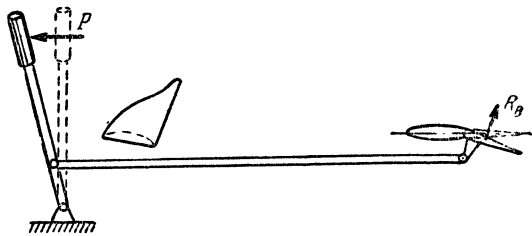


Рис. 96. Схема давления на ручку управления

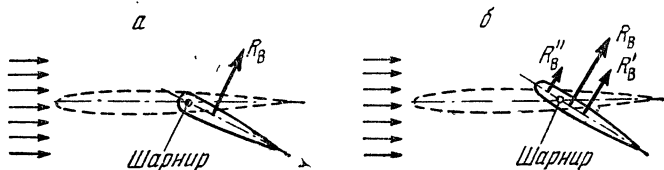


Рис. 97. Схема простого руля высоты (а) и компенсированного (б)

Компенсированный руль высоты. Идея компенсированного руля высоты заключается в том, что часть площади руля располагают впереди

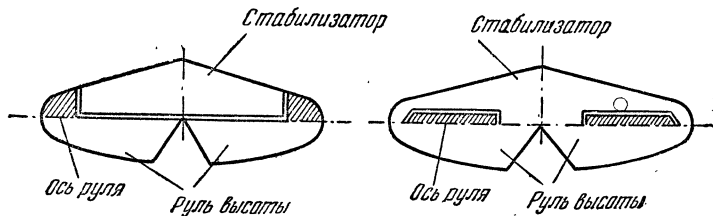


Рис. 98. Компенсированный руль высоты: слева — с роговой компенсацией; справа — с внутренней (компенсирующие части руля заштрихованы)

оси вращения руля (рис. 97, б), вследствие чего равнодействующая сил давления на руль R_B , равная $R_B' + R_B''$, проходит ближе к оси вращения (чем у простого руля), т. е. плечо силы R_B уменьшается, значит умень-

шается и шарнирный момент, вызывающий давление на ручку управления. Конструктивно компенсированный руль высоты выполняется по-разному. На рис. 98, слева, показана так называемая роговая компенсация (компенсирующие части руля образуют как бы рога), а на рис. 98, справа — осевая или внутренняя компенсация.

Сервокомпенсатор. Существуют разные конструкции сервокомпенсаторов. На рис. 99 показан сервокомпенсатор, который представляет собой небольшое крылышко на задней части руля высоты, соединенное жесткой тягой с рычажком на заднем лонжероне стабилизатора. Действие сервокомпенсатора очень просто. Если летчик отклонит руль высоты, то серво-

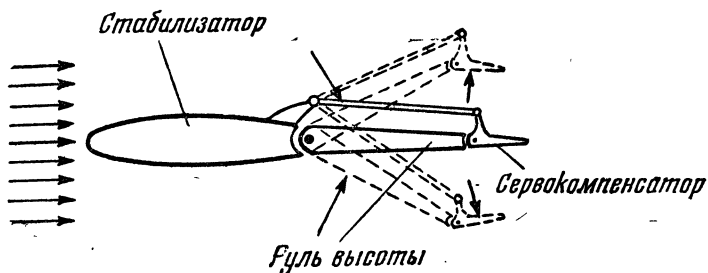


Рис. 99. Руль высоты с сервокомпенсатором

компенсатор отклонится в обратную сторону, вследствие чего возникнет момент, противоположный шарнирному моменту руля высоты. В результате давление на ручку управления уменьшится. Сервокомпенсатор несколько снижает эффективность руля высоты, но в общем незначительно (примерно на 15—20%).

Сервокомпенсатор, как и компенсированный руль высоты, действует автоматически, поэтому эти устройства особенно удобны при перемене режима полета, при фигурных полетах и при посадке.

При длительном полете на одном и том же режиме важно совсем устранить давление на ручку управления (так, чтобы ее можно было бросить). Для этой цели применяются управляемый стабилизатор и триммер на руле высоты.

Управляемый стабилизатор. Изменение установочного угла стабилизатора летчик производит при помощи специального штурвального, помещаемого сбоку от летчика (рис. 100). Меняя установочный угол ста-

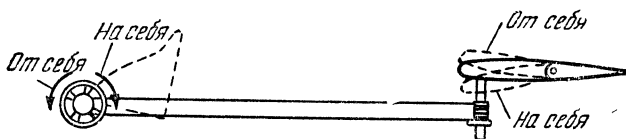


Рис. 100. Схема регулируемого (управляемого) в полете стабилизатора

билизатора, можно добиться, как было показано в предыдущем параграфе, чтобы вся нагрузка легла на стабилизатор, а руль высоты остался без нагрузки. При этом стабилизатор приходится отклонять в обратную сторону. Для того, чтобы летчик не спутал, куда надо отклонять стабилиза-

тор, передача от стабилизатора к штурвальчику сделана так, что если руль высоты надо отклонить от себя, то летчик крутит штурвальчик тоже от себя; если руль высоты надо отклонить на себя, летчик крутит штурвальчик на себя.

Следует сказать, что на легких самолетах управляемый стабилизатор теперь редко применяется.

Триммер. Так как управляемый стабилизатор на многих самолетах неудобен, то для регулирования самолета в полете стали широко применять более простое устройство, называемое **т р и м м е р о м**.

Триммер на руле высоты (рис. 101) представляет собой тот же сервокомпенсатор (описанный выше), но действует не автоматически, а управляется

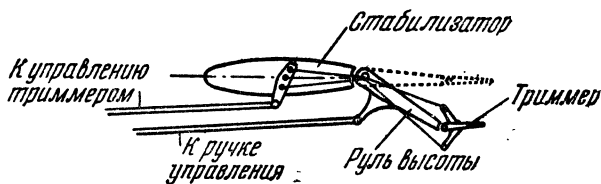


Рис. 101. Руль высоты с триммером

летчиком, т. е. отклоняется им на желаемый угол при помощи специальной рукоятки. Действие триммера совершенно такое же, как и сервокомпенсатора. Сервокомпенсатор создает момент, противоположный шарнирному моменту руля высоты, но не уравнивающий его полностью на любом режиме полета, а только уменьшающий. Триммер же летчик может отклонить настолько, чтобы создаваемый им момент на любом желаемом режиме был равен шарнирному моменту руля высоты, это и устраняет полностью давление на ручку управления.

Заметим в заключение, что существуют комбинации сервокомпенсатора и триммера. В этом случае триммер обычно действует как сервокомпенсатор, но когда необходимо, летчик может отклонить его на нужный угол, чтобы совсем устранить давление на ручку управления.

§ 45. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ. ФОКУС КРЫЛА И ФОКУС САМОЛЕТА. ЗАВИСИМОСТЬ УСТОЙЧИВОСТИ ОТ ЦЕНТРОВКИ

Продольной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно (без вмешательства летчика) возвращаться в положение продольного равновесия, нарушенного внешней силой, т. е. способность сохранять угол атаки—режим полета. Продольное равновесие самолета может быть устойчивым, неустойчивым и безразличным. Ввиду этого для суждения о продольной устойчивости надо предположить наличие внешней силы, нарушившей продольное равновесие самолета, т. е. увеличившей или уменьшившей угол атаки. Если по прекращении действия внешней силы (например, порыва ветра) самолет сам возвращается на прежний угол атаки, то значит *самолет устойчив*. Если самолет не только не возвращается на прежний угол атаки, а еще более увеличивает или уменьшает угол атаки, то значит *самолет неустойчив*. Если же самолет

остается на том же угле атаки, на котором оказался под действием внешней силы, то значит самолет *безразличен* (что, по сути дела, как мы уже говорили, является тоже неустойчивостью).

Что необходимо для устойчивости?

Пусть модель самолета (рис. 102), укрепленная на поперечной оси, как бы заменяющей поперечную ось z , помещена в аэродинамическую трубу и обдувается потоком воздуха с постоянной скоростью V . При некотором положении стабилизатора и руля высоты модель по условию равновесия моментов установится в потоке под некоторым углом атаки α . Допустим, что по некоторой причине (например, под действием толчка) модель

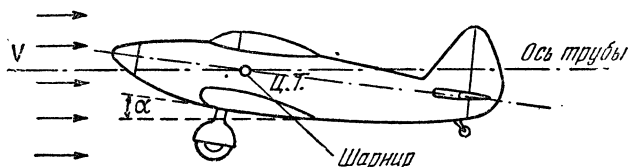


Рис. 102. Испытание модели самолета на продольную устойчивость в аэродинамической трубе

качнулась на оси, увеличив угол атаки. Если при увеличении угла атаки равновесие нарушится так, что появится момент, уменьшающий угол атаки, то модель вернется в прежнее положение равновесия, которое и будет, следовательно, устойчивым. Если под действием толчка модель уменьшила угол атаки, то для сохранения устойчивости должен появиться момент, увеличивающий угол атаки.

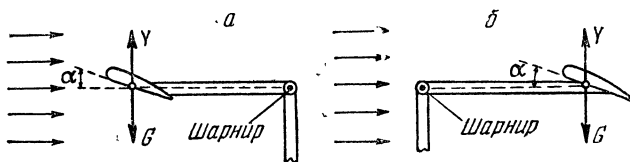


Рис. 103. Неустойчивое положение крыла (а) и устойчивое (б)

Таким образом, для устойчивости необходимо появление *восстанавливающего момента*.

Чем же объясняется продольная устойчивость и от чего она в основном зависит? Для ответа на эти вопросы воспользуемся элементарным объяснением устойчивости, которое дает проф. В. С. Пышнов в своем курсе «Аэродинамика самолета».

Поместим в аэродинамическую трубу модель крыла, укрепленного на стержне, который может поворачиваться вокруг шарнира, находящегося позади крыла (рис. 103, а), и такую же модель, но с шарниром впереди крыла (рис. 103, б). Допустим, что установочный угол крыла можно регулировать и благодаря этому мы выбрали такой угол атаки, что в обоих случаях момент подъемной силы уравнивает момент силы веса, т. е. в потоке обе модели находятся в равновесии. Посмотрим, будет ли равновесие в обоих случаях устойчивым.

Пусть мы нарушили равновесие первой модели так, что крыло качнулось вверх. При этом угол атаки увеличится, поэтому подъемная сила (и ее момент) возрастет, что поведет к дальнейшему увеличению угла атаки. Если мы качнем крыло вниз, это вызовет уменьшение угла атаки и подъемной силы (и ее момента) и крыло будет опускаться и дальше. Следовательно, первая модель не проявляет стремления сохранить равновесие, т. е. она неустойчива.

Если мы нарушим равновесие второй модели и качнем крыло вверх, угол атаки и подъемная сила уменьшатся и крыло опустится, т. е. опять вернется на прежний угол атаки. Если качнем крыло вниз, то угол атаки и подъемная сила увеличатся и крыло поднимется, т. е. опять вернется на прежний угол атаки. Таким образом, нарушение равновесия второй модели вызывает сейчас же появление восстанавливающего момента и модель возвращается к исходному положению. Значит эта модель устойчива.

Итак, *если ось вращения находится впереди крыла, то крыло устойчиво, если же ось вращения находится позади крыла—крыло неустойчиво.*

Этот вывод очень важен, но недостаточно ясен. Так, если мы будем приближать ось вращения к крылу и, наконец, поместим ее на крыле, то на основании найденного вывода мы не сможем сказать, когда крыло будет устойчивым и неустойчивым. Повидимому, надо знать определенную точку на крыле (например, на хорде), чтобы можно было сказать так: *если ось вращения находится впереди этой точки, то крыло устойчиво, а если позади,—то неустойчиво.* Такая точка была найдена и названа **фокусом крыла**¹.

Фокус крыла и фокус самолета. Выше шла речь об устойчивости и неустойчивости равновесия отдельно взятого крыла. Но ведь есть еще безразличное равновесие и мы вправе задать вопрос, где должна находиться ось вращения, чтобы равновесие крыла было безразличным. Безразличное равновесие является границей между устойчивым и неустойчивым; следовательно, если мы будем приближать крыло к оси вращения (к шарниру), то тем самым будем приближать его к безразличному равновесию, которое и наступит тогда, когда ось вращения будет находиться в *фокусе крыла*. Чем же это объясняется, что такое фокус крыла и где он находится?

Возьмем сначала крыло с симметричным профилем, у которого, как известно, центр давления является почти постоянной точкой и находится от передней кромки приблизительно на $\frac{1}{4}$ длины хорды. Будем приближать крыло к оси вращения до тех пор, пока Ц. Д. не окажется на оси вращения (рис. 104, а). Путем весовой балансировки легко добиться, чтобы и Ц. Т. крыла тоже лежал на оси вращения. Следовательно, момент подъемной силы и момент силы веса равны нулю и крыло будет в равновесии. А так как у симметричного крыла при изменении угла атаки Ц. Д. почти не меняет своего положения, то значит под каким бы углом атаки мы ни поставили крыло, оно все равно будет в равновесии, т. е. равновесие будет *безразличным*.

¹ Напомним, что слово «фокус» означает центр, средоточие, и часто применяется в физике и математике для обозначения какой-либо постоянной характерной точки.

Возьмем теперь крыло с плоско-выпуклым профилем и поместим ось вращения примерно на $1/4$ длины хорды от передней кромки (рис. 104, б) и весовой балансировкой добьемся того, чтобы центр тяжести находился на оси вращения. Напомним, что крыло обдувается потоком с постоянной скоростью V , развивая подъемную силу, которая растет с увеличением угла атаки. При этом у таких профилей, как известно, Ц. Д. перемещается по хорде вперед, приближаясь к четверти хорды (§ 37). Момент подъемной силы здесь не равен нулю и стремится повернуть крыло вокруг оси вращения (уменьшить угол атаки). И вот оказывается, что на всех углах атаки, если скорость постоянна, этот момент одинаков, т. е.

$$Y_1 a_1 = Y_2 a_2 = Y_3 a_3 = \dots$$

И если как-нибудь уравновесить этот момент на одном угле атаки, то крыло будет, повидимому, в равновесии и на других углах атаки, т. е. будет в безразличном равновесии.

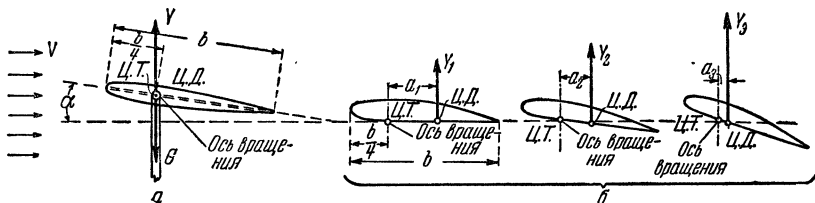


Рис. 104. Безразличное равновесие симметричного крыла (а) и плоско-выпуклого (б)

Точка, относительно которой аэродинамический момент крыла на всех углах атаки при постоянной скорости одинаков (а у симметричных профилей равен нулю), т. е. не зависит от угла атаки, и названа **фокусом**, или **аэродинамическим центром** крыла **а**. Фокус крыла есть постоянная точка и у всех крыльев находится приблизительно на четверти хорды от передней кромки. У современных профилей она обычно лежит на 22—23% средней аэродинамической хорды.

Осью вращения свободного крыла является поперечная ось z , проходящая через центр тяжести. Поэтому, когда центр тяжести летающего крыла будет находиться в фокусе, равновесие (если оно достигнуто) будет безразличным. Зная это, мы можем гораздо точнее сформулировать полученный раньше вывод об устойчивом и неустойчивом равновесии крыла, а именно: *если центр тяжести летающего крыла находится впереди его фокуса, крыло устойчиво, а если позади фокуса, крыло неустойчиво.*

Этот важнейший вывод дает нам возможность выяснить, почему и как продольная устойчивость самолета зависит от центровки. Попутно мы покажем, какое значение для устойчивости имеет стабилизатор.

Выше мы рассматривали устойчивость отдельного крыла. Но обычно самолет, кроме крыла, имеет хвост. Поэтому возьмем модель из двух крыльев на одном стержне (рис. 105), причем заднее крыло сделаем меньше переднего. Пусть установочные углы крыльев отрегулированы так, что в потоке модель находится в равновесии. Центр тяжести модели находится на оси вращения (на шарнире), отчего момент силы веса равен нулю. Таким образом, мы имеем схему, близкую к самолету.

Посмотрим, будет ли равновесие модели устойчивым, а если будет, то при каких условиях?

На основании предыдущего сразу можно сказать, что переднее крыло вызовет неустойчивость, а заднее (хвост) создаст устойчивость. В самом деле, пусть модель качнулась и увеличила угол атаки. Тогда сила Y_1 , увеличившись, станет давать больший момент, стремящийся еще больше увеличить угол атаки, значит переднее крыло вызывает неустойчивость. Момент силы Y_2 тоже увеличился (поскольку и у заднего крыла угол атаки увеличился), но, действуя в обратную сторону, он стремится уменьшить угол атаки, т. е. вернуть модель на прежний угол атаки, значит заднее крыло, создавая стабилизирующий момент, сообщает устойчивость.

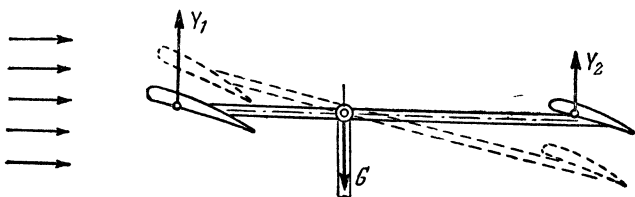


Рис. 105. Схема модели для демонстрации продольной устойчивости

Если бы модель качнулась так, что уменьшила угол атаки, то и тут переднее крыло, очевидно, вызовет неустойчивость, а заднее сообщит устойчивость.

У самолета задним крылом является горизонтальное оперение, основную часть которого составляет стабилизатор. Из сказанного видно, что для устойчивости самолета стабилизатор имеет весьма существенное значение (этим и объясняется его название). Однако это вовсе не означает, что достаточно снабдить самолет стабилизатором и самолет уже будет устойчив (нужно, чтобы и крыло сообщало ему устойчивость).

Но вернемся к нашей модели. Будет ли она в целом устойчива или неустойчива зависит от того, действие какого крыла преобладает: переднего или заднего (т. е. стабилизатора).

Предположим, что преобладает действие переднего крыла и модель оказалась неустойчивой. Если мы будем передвигать шарнир и Ц. Т. вперед (перемещать Ц. Т. можно, например, при помощи передвижного груза), одновременно регулируя установочные углы крыльев, то действие заднего крыла будет увеличиваться, а действие переднего крыла — ослабляться. При достижении шарниром и Ц. Т. некоторой точки модель будет в безразличном равновесии, а при перенесении шарнира и Ц. Т. вперед от этой точки появится устойчивость. Эта точка, напомним, обладает тем свойством, что аэродинамический момент относительно нее при неизменной скорости постоянен. Следовательно, это и есть фокус нашей модели самолета.

Положение шарнира и Ц. Т., дающее безразличное равновесие, называют критической центровкой. Из последнего абзаца следует, что критическая центровка является границей между центровками, дающими устойчивость (передними), и центровками, дающими неустойчивость (задними).

Итак, помещение Ц. Т. в фокусе модели самолета или, иначе, сообщение ей критической центровки делает модель безразличной.

У нашей модели самолета заднее крыло почти равно по площади переднему, и поэтому фокус модели находится почти посередине между фокусом крыла и фокусом хвостового крыла, несколько ближе к фокусу первого. У самолета горизонтальное хвостовое оперение по площади в 8—10 раз меньше крыла и, кроме того, оно подвержено действию скоса потока крылом, поэтому фокус самолета находится близко к фокусу крыла (рис. 106), приблизительно на 30—35% средней аэродинамической хорды (фокус крыла находится, напомним, на 22—23% хорды).

Зависимость устойчивости от центровки. Таким образом, положение центра тяжести в фокусе самолета (т. е. на 30—35% САХ) является

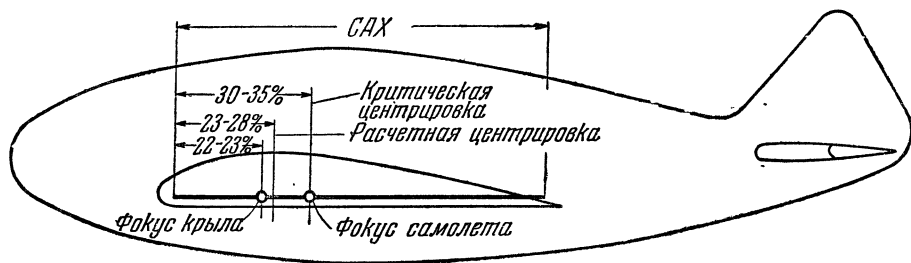


Рис. 106. Зависимость устойчивости от центровки

критической центровкой (рис. 106), значит предельной задней центровкой, так как при отодвигании Ц. Т. от фокуса назад уже начинается неустойчивость.

Из сказанного ясно, что у самолета устойчивость наблюдается тогда, когда центр тяжести находится впереди фокуса самолета. Ясно также, что по мере отодвигания Ц. Т. вперед от фокуса устойчивость будет увеличиваться; очевидно, что устойчивость получилась бы очень большой, если поместить Ц. Т. впереди фокуса крыла, т. е. от передней кромки меньше, чем на 22—23% хорды. Однако слишком большая устойчивость, как будет показано дальше, ухудшает управляемость, и поэтому у большинства современных самолетов средняя расчетная центровка составляет 23—28% средней аэродинамической хорды (рис. 106), т. е. центр тяжести находится между фокусом крыла и фокусом самолета.

§ 46. ПРОЯВЛЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ В ПОЛЕТЕ.

СУЖДЕНИЕ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ПО ДВИЖЕНИЮ РУЧКОЙ УПРАВЛЕНИЯ.

СВЯЗЬ МЕЖДУ УСТОЙЧИВОСТЬЮ И УПРАВЛЯЕМОСТЬЮ

Заметим прежде всего, что если в полете самолет упорно стремится пикировать или, наоборот, кабрировать, отчего летчик непрерывно испытывает давление на ручку управления в определенную сторону, то это еще не говорит о неустойчивости, а только о том, что самолет неправильно сбалансирован.

Но предположим, что самолет сбалансирован правильно. Тогда, если он устойчив, то после вынужденного внешней силой изменения угла атаки (например, под влиянием порыва ветра) самолет сам вернется на прежний угол атаки. Неустойчивый же самолет при увеличении угла

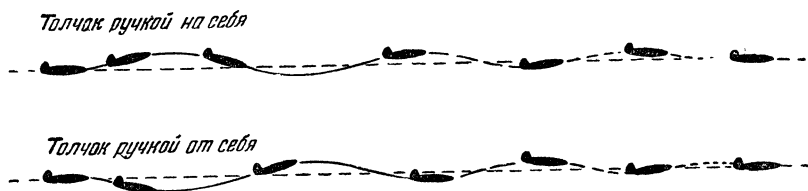


Рис. 107. Полет устойчивого самолета с брошенной ручкой управления

атаки (под влиянием даже незначительных причин) стремится еще больше его увеличить, а при уменьшении—уменьшить. Такое поведение устойчивого и неустойчивого самолета можно обнаружить путем испытаний в полете как с зажатой ручкой управления, так и с брошенной ручкой управления.

Испытания самолета на устойчивость проводят при очень спокойной атмосфере, необходимые же возмущения создает сам летчик. Делается это следующим образом.

Летчик, добившись равновесия на каком-то угле атаки, в известный момент делает движение ручкой вперед (или назад)—тем самым «толкает» самолет в сторону уменьшения (или увеличения) угла атаки. Если самолет продольно устойчив, то тотчас же появится кабрирующий (или пикирующий) момент, стремящийся вернуть самолет на прежний угол атаки. Под действием этого восстанавливающего момента самолет по инерции качнется за прежний угол атаки, но тогда возникнет пикирующий (или кабрирующий) момент, стремящийся вернуть самолет на прежний угол атаки, и т. д. В результате самолет будет совершать колебания вокруг поперечной оси, описывая вместе с тем волнистую траекторию (рис. 107). Эти колебания будут постепенно затухать, и самолет перейдет на прежний режим.

Если же самолет неустойчив, то в первом случае, все больше уменьшая угол атаки, самолет перейдет в отрицательное пикирование (рис. 108, а), а во втором случае, все больше увеличивая угол атаки, самолет взмоет, потеряет скорость и перейдет в штопор (рис. 108, б).

Из сказанного можно заключить, что летать на неустойчивом самолете возможно (невозможно летать на неуправляемом самолете), но полет утомителен и требует не только значительных физических усилий, но и напряженного внимания. Следует еще заметить, что неустойчивый самолет плохо выходит из отрицательного пикирования и в особенности из штопора, а иногда и не выходит.

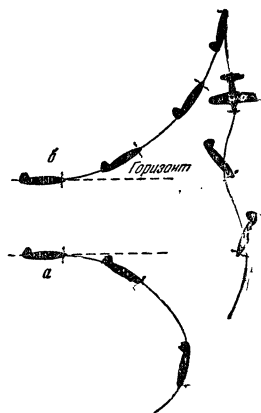


Рис. 108. Полет неустойчивого самолета с брошенной ручкой управления, уменьшившего и увеличившего угол атаки

Суждение об устойчивости по характеру движения ручкой управления. Об устойчивости самолета можно судить по характеру отклонения руля высоты, иначе говоря, по характеру движения ручки управления.

Допустим, что на некотором режиме имеется равновесие и ручка управления стоит нейтрально. Пусть летчик желает уменьшить угол атаки (увеличить скорость). Для этого он отклоняет руль высоты вниз—дает ручку управления от себя. Устойчивый самолет под влиянием восстанавливающего момента будет стремиться вернуться на прежний угол атаки и, чтобы удерживать самолет на новом (меньшем) угле атаки, летчик должен, очевидно, оставить ручку управления в положении от себя (рис. 109). Неустойчивый самолет, уменьшив угол атаки до нужной величины, будет стремиться и дальше уменьшать угол атаки, и для того, чтобы удерживать

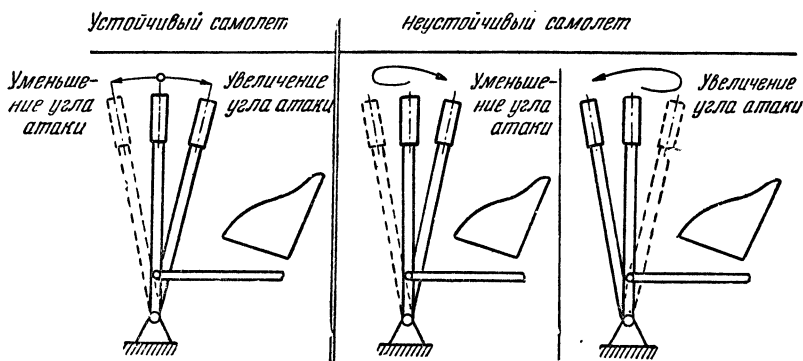


Рис. 109. Движение ручки управления (от нейтрального положения) для изменения угла атаки на устойчивом самолете и неустойчивом

самолет на нужном угле атаки, летчик должен создать кабрирующий момент, т. е. должен вернуть ручку управления в прежнее положение и передать ее на себя.

Пусть теперь летчик желает увеличить угол атаки (уменьшить скорость). Для этого он отклоняет руль высоты вверх, т. е. берет ручку управления на себя. Устойчивый самолет под влиянием восстанавливающего момента будет стремиться вернуться на прежний угол атаки и, чтобы удерживать самолет на новом (большем) угле атаки, летчик должен оставить ручку управления в положении на себя. Неустойчивый же самолет, увеличив угол атаки, будет стремиться еще больше его увеличить и, чтобы удерживать самолет на нужном угле атаки, летчик должен, очевидно, создать пикирующий момент, т. е. вернуть ручку управления в прежнее положение и передать ее от себя за исходное положение.

На неустойчивом самолете положения ручки управления после достижения равновесия на нужном угле атаки получаются в конечном итоге обратными положениям у устойчивого самолета. Отсюда не следует, однако, что на неустойчивом самолете руль высоты имеет обратное действие, но управление рулем, т. е. движение ручкой управления, получается более сложным.

Величину и направление отклонения руля высоты показывает балансирующая кривая; следовательно, об устойчивости самолета можно судить и по балансирующей кривой.

Связь между устойчивостью и управляемостью. Пусть в результате испытания самолета в аэродинамической трубе или путем расчета, или полетного испытания была получена балансировочная кривая, изображенная на рис. 110, а. Равновесие при *нейтральном руле высоты* будет на угле атаки $\alpha = 4^\circ$. Если взять этот угол атаки за исходный, то можно видеть, что для уменьшения угла атаки надо давать ручку управления от себя, а для увеличения—брать на себя. Это означает, что самолет устойчив.

Пусть теперь балансировочная кривая получилась такая, как на рис. 110, б. Нетрудно видеть, что для уменьшения угла атаки надо брать

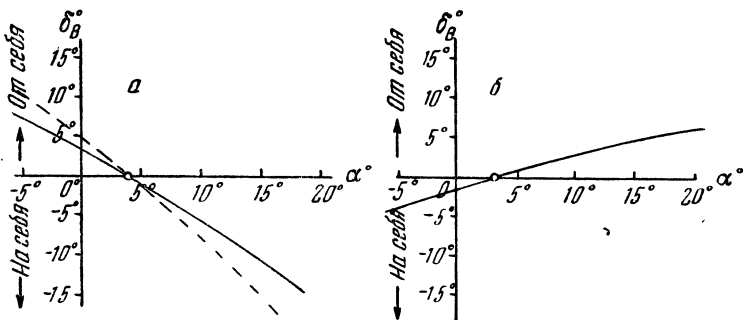


Рис. 110. Балансировочная кривая устойчивого самолета (а) и неустойчивого (б)

ручку на себя, а для увеличения угла атаки—давать ручку управления от себя. Следовательно, этот самолет неустойчив.

Теперь посмотрим, какая связь существует между устойчивостью и управляемостью.

Чем больше устойчивость самолета, тем больше будет восстанавливающий момент и тем больше, очевидно, придется отклонять руль высоты для перемены режима полета, т. е. балансировочная кривая будет иметь большой наклон (пунктирная кривая на рис. 110, а). Следовательно, чем больше устойчивость, тем хуже управляемость.

Слишком большая устойчивость ухудшает управляемость и поэтому очень передняя центровка нерациональна, в особенности на больших самолетах, где из-за ухудшения управляемости у летчика может нехватить сил для управления рулем высоты. Поэтому передний предел центровок определяется управляемостью самолета. Задним же пределом центровок является, как уже известно, критическая центровка, за которой наступает неустойчивость.

§ 47. ПОПЕРЕЧНОЕ И ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ.

РЕАКЦИЯ ВРАЩЕНИЯ ВИНТА.

ДЕЙСТВИЕ СТРУИ ОТ ВИНТА НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Поперечным равновесием называется состояние самолета, когда у него нет стремления поворачиваться вокруг оси x , а путевым—когда у него нет стремления поворачиваться вокруг оси y .

Для поперечного и путевого равновесия в прямолинейном полете необходимо соответственно равновесие кренящих моментов и заворачивающих моментов или, иначе говоря, чтобы сумма тех и других равнялась нулю. Поперечное и путевое равновесие самолета обычно рассматривается одновременно, так как они связаны между собой.

Пусть планер, у которого имеется не только весовая, но и геометрическая симметрия, планирует прямолинейно с постоянной скоростью

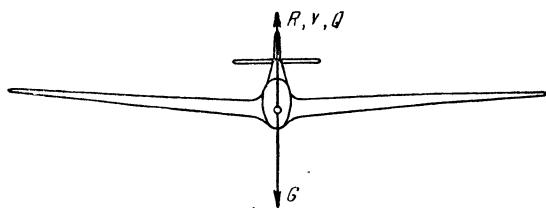


Рис. 111. Отсутствие накренающих и заворачивающих моментов в планирующем полете планера при наличии весовой и аэродинамической симметрии

и без скольжения в спокойной атмосфере. Вследствие весовой симметрии сила веса G будет лежать в плоскости симметрии (рис. 111), вследствие же геометрической симметрии, обеспечивающей и аэродинамическую симметрию, полная аэродинамическая сила R , подъемная сила Y и лобовое сопротивление Q будут лежать тоже в плоскости симметрии. Все эти силы,

очевидно, не будут давать никаких моментов относительно осей x и y . Если никаких других моментов не будет, то налицо будет поперечное и путевое равновесие.

У самолета ни геометрической, ни аэродинамической симметрии (а иногда и весовой симметрии) нет даже на планировании. Происходит это от того, что в моторном полете под влиянием работы ВМГ возникают кренящие и заворачивающие моменты, которые приходится, естествен-

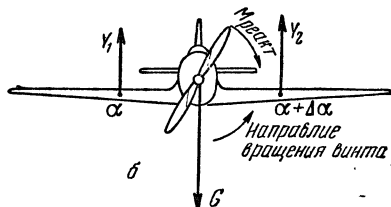
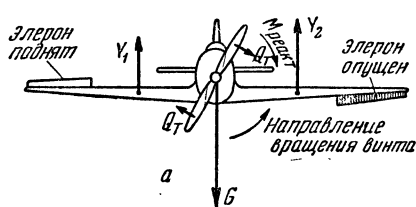


Рис. 112. Реактивный момент винта и уравнивание его путем отклонения элеронов (а) и путем увеличения установочного угла одного из полукрыльев (б)

но, уравнивать, вводя асимметрию. На планировании, когда чисто «моторные» моменты исчезают, асимметрия дает себя знать, и неуравновешенные моменты, появляющиеся после остановки мотора, приходится уравнивать.

Реакция вращения винта. Сила тяги винта одновинтового самолета лежит в плоскости симметрии и, следовательно, не нарушает поперечного и путевого равновесия. Но благодаря вращению винта самолет находится под действием кренящего момента, направленного в сторону, обратную вращению винта; этот момент называется реактивным, или реакцией вращения винта — $M_{\text{реакт}}$ (рис. 112, а). Причину его возникновения объясняет третий закон механики. При вращении винта его лопасти,

оказывая давление на воздух, сами испытывают со стороны последнего такое же давление, которое можно представить в виде реактивной пары тормозящих сил Q_t . Так как винт конструктивно связан с самолетом, то момент этой пары, передаваясь через мотор и подмоторную раму на самолет, и заставляет его крениться в сторону, обратную вращению винта; значит при винте правого вращения (как на нашей схеме) под действием реактивного момента винта самолет будет иметь стремление крениться на левое крыло, а при винте левого вращения—на правое крыло.

Уравновесить реакцию вращения винта можно различными способами.

Один из старых способов состоял в том, что в одно крыло, противоположное тому, на которое самолет кренится от реактивного момента, помещали свинцовый груз. Момент этого груза относительно центра тяжести (старого) и уравновешивал реактивный момент винта. Но этот способ неудобен тем, что на планировании, при потере скорости и парашютировании самолет имеет сильную тенденцию валиться на крыло, в котором находится груз.

Реакцию вращения винта можно уравновесить и путем отклонения элеронов (рис. 112, а). В нашем примере, опустив левый и подняв правый элерон, можно добиться равновесия. Но этот способ нехорош тем, что летчику в моторном полете все время придется прилагать усилие, чтобы держать элероны отклоненными.

Обычно применяемый способ уравновешивания реактивного момента винта состоит в том, что угол установки того полукрыла, на которое самолет кренится, делают чуть больше, например, на $0,5^\circ$. Вследствие этого на всех режимах полета угол атаки этого полукрыла будет больше, чем другого, на $0,5^\circ$; следовательно, будет больше и его подъемная сила. За счет различия в величине подъемных сил образуется момент, который и уравновешивает реакцию вращения винта. Подъемная сила зависит от скорости полета, а реактивный момент винта от числа оборотов, поэтому равновесие моментов будет только на каком-то одном режиме, на других же режимах полета полного равновесия не будет. Обычно углы установки крыльев подбирают так, чтобы равновесие моментов было на некотором среднем режиме, на других же режимах избыточный момент (в ту или другую сторону) летчик уравновешивает элеронами. В случае установки на одном из элеронов триммера летчик может в полете добиться того, чтобы на любом режиме бокового давления на ручку не было.

При планировании, когда реакции вращения винта нет, самолет, естественно, валится на то крыло, угол установки которого меньше (при винте правого вращения—на правое крыло), и летчику приходится уравновешивать самолет элеронами.

Мы рассмотрели возникновение в моторном полете накренающего момента и способ его уравновешивания. Рассмотрим теперь заворачивающий момент.

Действие струи от винта на вертикальное оперение. В моторном полете самолет имеет тенденцию заворачивать в сторону, обратную вращению винта (т. е. при винте правого вращения самолет стремится заворачивать влево). Возникновение этого момента раньше объясняли неравенством установочных углов полукрыльев (поскольку увеличение угла атаки одного полукрыла вызывает некоторое увеличение его лобового сопро-

тивления). Но главная причина возникновения заметного заворачивающего момента заключается в том, что воздушная струя, отбрасываемая винтом и закручиваемая последним в сторону вращения, встречает на своем пути вертикальное оперение, и, оказывая на него давление (рис. 113), создает заворачивающий момент от силы $Z_{в.о.}$. Так как вертикальное опе-

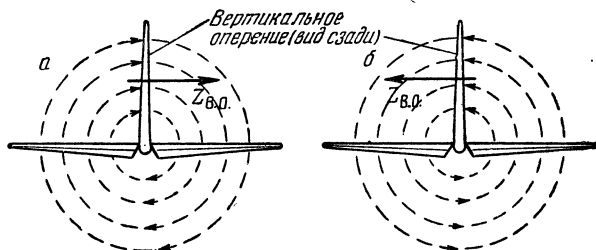


Рис. 113. Возникновение заворачивающего момента (момента рысканья) от действия вращающейся струи винта на вертикальное оперение: *а*—при венте правого вращения; *б*—при венте левого вращения

рение—киль и руль направления—всегда расположено выше оси фюзеляжа, то при венте правого вращения, когда струя вращается вправо, давление испытывает левая сторона оперения (рис. 113, *а*) и самолет стремится закрутить влево. При венте левого вращения давление будет на правую сторону оперения (рис. 113, *б*) и самолет будет заворачивать вправо.

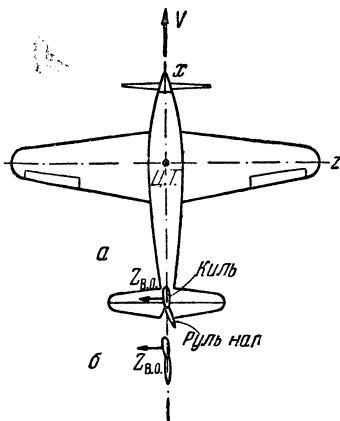


Рис. 114. Уравновешивание заворачивающего момента отклонением руля направления (*а*) и смещением кия (*б*)

Уравновесить заворачивающий момент, возникающий от двух указанных причин, можно при помощи руля направления, отклонив его в сторону, обратную той, в которую самолет стремится заворачивать, т. е. если, например, самолет стремится завернуть влево, то давать правую педаль (рис. 114, *а*). Вертикальное оперение работает аналогично горизонтальному оперению, поэтому при отклонении руля направления вертикальное оперение окажется под действием аэродинамической силы $Z_{в.о.}$, момент которой будет стремиться повернуть самолет вокруг оси поворотов y в сторону, обратную той, в которую направлен заворачивающий момент. Однако при этом способе в моторном полете летчик будет испытывать непрерывное давление на ногу. Поэтому обычно применяют

триммер на руле направления, который позволяет устранить давление на ногу (на любой скорости). Часто применяют и более простое устройство—так называемую баланси ровочную пластинку (§ 48).

Для получения уравновешивающего момента иногда прибегают к соответствующей установке кия, а именно, смещают переднюю его кромку в ту сторону, куда самолет стремится заворачивать (рис. 114, *б*).

Величина смещения подбирается так, чтобы получалось равновесие моментов относительно оси y на некоторой средней скорости. На других скоростях летчик помогает рулем направления.

§ 48. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ. ДЕЙСТВИЕ ЭЛЕРОНОВ И РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ. ПЛАНИРОВАНИЕ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

Поперечной управляемостью называется возможность придания самолету желаемого крена (или сообщения вращения вокруг продольной оси x).

Путевой управляемостью называется возможность придания самолету нужного угла скольжения (или сообщения вращения вокруг оси поворотов y).

Поперечную и путевую управляемость рассматривают совместно, так как они связаны между собой. Объясняется это тем, что элероны поворачивают самолет не только вокруг оси x , но и вокруг оси y (так как вызванный элеронами крен приводит к появлению скольжения, значит и заворачивающего момента), а руль направления поворачивает самолет не только вокруг оси y , но и вызывает вращение вокруг оси x (так как вызванное этим рулем скольжение приводит к появлению кренящего момента).

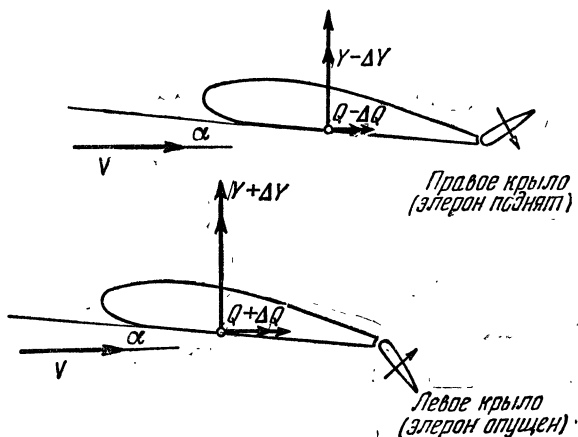


Рис. 115. Схема действия элеронов в полете на большом угле атаки. Возникновение накренающего и заворачивающего моментов

Действие элеронов и руля направления. О кренящем действии элеронов уже было сказано в предыдущем параграфе и остается сказать немного.

Управление элеронами, как известно, устроено так, что когда летчик дает ручку управления вправо, левый элерон отклоняется вниз, а правый—вверх (рис. 115). При этом подъемная сила левого крыла и его лобовое сопротивление возрастают на ΔY и ΔQ , а подъемная сила правого крыла и его лобовое сопротивление уменьшаются на ΔY и ΔQ . Поэтому, кроме кренящего момента, вызываемого силами ΔY , возникает и заворачивающий момент, вызываемый силами ΔQ , который на малых углах атаки мало ощутим, но очень заметен на больших углах атаки, близких к критическому (на это следует обратить внимание).

Таким образом, при даче ручки управления вправо самолет кренится вправо и при этом, если угол атаки большой, стремится завернуть влево (поскольку левый опущенный элерон тормозит). При даче ручки управления влево получается обратное явление.

Такое завораживающее действие элеронов (в сторону поднятого крыла), проявляющееся на больших углах атаки, крайне нежелательно, так как оно уменьшает их кренящее действие, т. е. *эффективность элеронов на больших углах атаки понижается*.

Для ослабления завораживающего действия элеронов иногда применяются так называемые дифференциальные, т. е. неодинаково отклоняющиеся элероны (вниз элерон отклоняется значительно меньше, чем вверх), а также щелевые элероны, дающие при отклонении вниз не такое большое сопротивление, как обычные (вследствие лучшего обтекания).

В полете на элероны действуют аэродинамические силы и поэтому для отклонения элеронов надо прилагать усилие. Для уменьшения этого усилия иногда применяются компенсированные элероны, т. е. часть площади элерона (концевая) располагается впереди оси вращения. Для полного

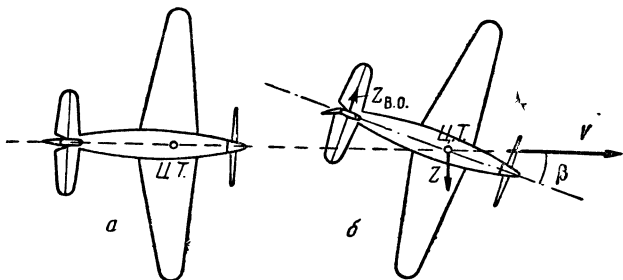


Рис. 116. Действие руля направления

устранения бокового давления на ручку управления (при необходимости держать элероны отклоненными длительное время) применяют установку триммера на одном из элеронов.

Рассмотрим теперь действие руля направления.

Руль направления, или поворота, служит для устранения и, реже, создания скольжения по воле летчика. Напомним, что *скольжением самолета* называется такое его движение, при котором направление встречного потока не параллельно плоскости симметрии самолета (см. ч. 1, § 50).

Пусть полет происходит при симметричном обтекании и наличии поперечного и путевого равновесия (рис. 116, а). Предположим теперь, что летчик нажал на правую педаль, т. е. отклонил руль направления вправо. Рассмотрим, что произойдет в первые мгновения. При отклонении руля вертикальное оперение окажется под действием аэродинамической силы $Z_{в.о.}$, момент которой станет поворачивать самолет вокруг оси поворотов y . Угол поворота β будет нарастать в то время, как самолет по инерции будет двигаться в прежнем направлении; в результате получится движение со скольжением на левое крыло (что будет дальше мы пока разбирать не будем). Такой же несимметричный полет, т. е. со скольжением, получается под действием «болтанки», в результате случайных кренов и т. п. В таких случаях поворотом руля направления летчик устраняет возникшее скольжение; в этом его основное назначение.

Руль направления, поворачивая самолет вокруг оси поворотов y , в то же время вызывает вращение самолета вокруг продольной оси x .

Чем это объясняется? Дело в том, что скольжение изменяет распределение давления по крылу и дает увеличение подъемной силы того полукрыла, на которое самолет скользит. Это объясняется косым обтеканием, а если крыло имеет поперечное V, то еще и тем, что угол атаки у того полукрыла, на которое самолет скользит, оказывается больше, чем у другого (рис. 117). В результате возникает кренящий момент, стремящийся поднять то крыло, на которое самолет скользит. Таким образом, если скольжение вызвано отклонением руля направления, то самолет стремится дать крен в сторону отклонения руля направления.

Для облегчения управления рулем направления, т. е. для уменьшения давления на ногу, применяют компенсацию различных видов (рис. 118). Для полного уничтожения давления на ногу устанавливают на руле триммер. Часто применяется и более простое устройство в виде пластинки из мягкого металла (алюминия),

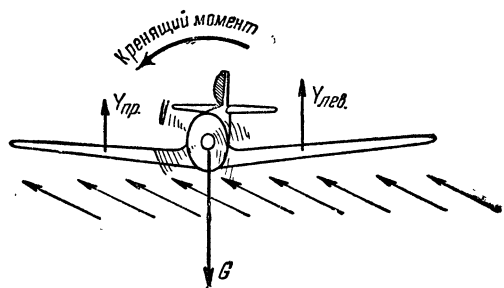


Рис. 117. Увеличение подъемной силы полукрыла, на которое самолет скользит

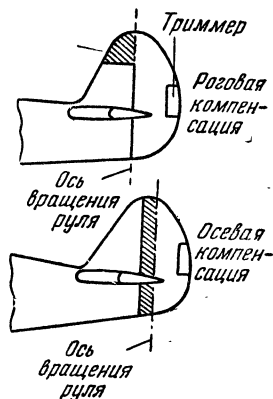


Рис. 118. Компенсированный руль направления (компенсирующая часть руля заштрихована)

которую приклепывают к ободу руля (в плоскости руля) и отгибают ее немного в сторону, обратную нужному отклонению руля (например, при уравнивании момента от струи винта); сопротивление пластинки и удерживает руль в нужном положении. В практике такую пластинку называют балансирующей.

Планирование со скольжением. При расчете на посадку бывает надобность увеличить крутизну планирования. С этой целью практикуется планирование со скольжением. Если при установившемся прямолинейном планировании (рис. 119, а) отклонить руль направления, например, влево (нажать левую педаль), то самолет начнет скользить вправо и на фюзеляж будет действовать боковая аэродинамическая сила Z , которая нарушит путевое равновесие самолета, поскольку она ничем не уравновешена. Если же предварительно наклонить самолет на правое крыло (рис. 119, б) настолько, чтобы составляющая силы веса G_z , действующая вдоль поперечной оси z (рис. 119, в), была равна и противоположна боковой силе Z , можно получить равновесие сил по оси z . Вследствие косого обдувания самолета лобовое сопротивление возрастет. В итоге из-за ухудшения качества угол планирования увеличится (рис. 119, б) и дальность планирования уменьшится.

Как известно из предыдущего, при скольжении возникают кренящий и заворачивающий моменты. В разбираемом случае первый из них будет стремиться выровнять данный самолету крен, а второй—уничтожить скольжение. Поэтому, совершая планирование с креном и скольжением, необходимо *все время* уравнивать эти моменты: первый—элеронами, а второй—рулем направления (в нашем примере—ручка управления вправо и левая педаль).

Величина угла отклонения руля направления зависит, естественно, от величины угла крена. Крен не следует давать больше $25 \div 30^\circ$, так как при большом крене трудно удержать самолет от разворота и от стремления опустить нос. Скорость следует держать такую же, как и при нор-

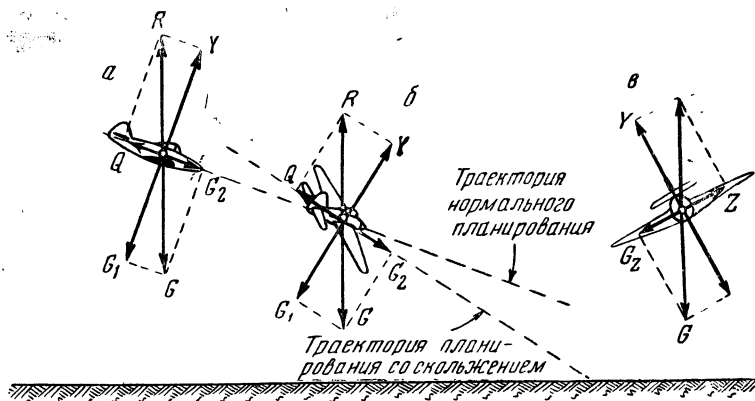


Рис. 119. Схема сил при нормальном планировании (а) и при планировании со скольжением (б). Уравнивание боковой силы (в)

мальном планировании на малой высоте, т. е. близкую к наивыгоднейшей. За скоростью надо внимательно следить, так как вследствие изменения ориентировки капота относительно земли можно ошибочно и незаметно для себя выбрать ручку и попасть в область вторых режимов.

Техника выполнения планирования со скольжением несложна, но, так как планирование совершается на очень малой высоте, то ошибки опасны. Поэтому, прежде чем совершать планирование со скольжением у земли, следует отработать его на безопасной высоте и приобрести необходимые навыки и уверенность.

В заключение напомним, что планирование со скольжением есть лишь частный случай полета со скольжением.

§ 49. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Поперечной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно устранять возникший крен.

Путевой устойчивостью называется способность самолета самостоятельно устранять возникшее скольжение.

Поперечную и путевую устойчивость разделить трудно, поскольку, как это уже указывалось, поперечное и путевое равновесие тесно связаны между собой.

Но чтобы получить представление о той и другой устойчивости, рассмотрим их изолированно друг от друга. Рассмотрим сначала изолированную путевую устойчивость.

Изолированную путевую устойчивость часто называют флюгерной вследствие сходства поведения самолета с поведением флюгера.

Если модель, насажденную на вертикальную ось (замещающую ось y) и помещенную в трубе, отклонить от направления потока на некоторый угол скольжения β (рис. 120), то она возвращается в прежнее положение и (как флюгер) устанавливается по потоку, т. е. без скольжения.

Так же ведет себя и самолет в полете, если рассматривать путевую устойчивость изолированно от поперечной.

Пусть самолет летит прямолинейно с некоторой постоянной скоростью V , причем руль направления стоит нейтрально (рис. 121, а). Предположим, что почему-либо возникло скольжение на правое крыло, отчего у самолета будет стремление наклониться в сторону, обратную скольжению, т. е. на левое крыло. Но допустим, что летчик воспрепятствует этому элеронами, мешать же скольжению не будет. Тогда при движении со скольжением (рис. 121, б) правая сторона вертикального оперения и фюзеляжа окажется под действием встречного потока; значит возникнет боковая сила, момент которой и вернет самолет в прежнее положение путевого равновесия.

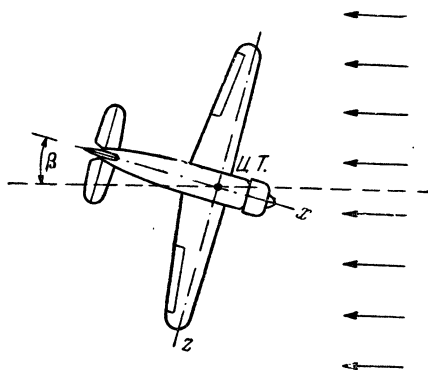


Рис. 120. Схема испытания модели самолета на флюгерную устойчивость

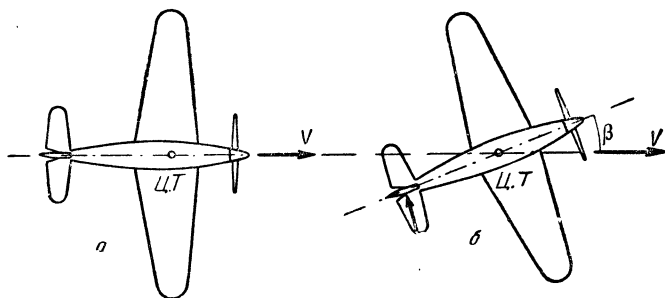


Рис. 121. Путевая (флюгерная) устойчивость самолета

Флюгерная устойчивость самолета обеспечивается главным образом за счет площади киля и руля направления, а также зависит от формы и длины фюзеляжа и от положения Ц. Т. по длине, т. е. от центровки. Чем больше передняя центровка, тем больше флюгерная устойчивость. Иногда для улучшения флюгерной устойчивости крыльям придают стреловидность. Благодаря этому при скольжении обтекание одного крыла улучшается, а другого ухудшается, в результате чего возникает момент, стремящийся уничтожить скольжение.

Что касается изолированной *поперечной* устойчивости, то она проявляется лишь при скольжении и от крена непосредственно не зависит. В этом можно убедиться при помощи аэродинамической трубы. Пусть модель самолета установлена в потоке так (рис. 122, а), что может вращаться вокруг оси, проходящей через Ц. Т. и направленной вдоль трубы (т. е. как бы вокруг продольной оси x). Если мы накреним модель (рис. 122, б),

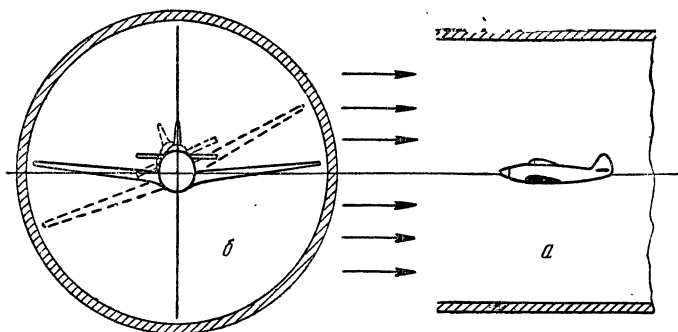


Рис. 122. Схема опыта, показывающего отсутствие поперечного восстанавливающего момента

то обтекание ее, очевидно, не изменится, а поэтому не возникнет никаких восстанавливающих моментов, и модель останется в том положении, в каком мы ее поставили.

Однако в полете крен всегда сопровождается скольжением. Покажем, как это происходит.

Пусть в прямолинейном полете самолет от порыва ветра накренился на левое крыло (рис. 123, а). Одновременно с этим, как мы знаем, возник-

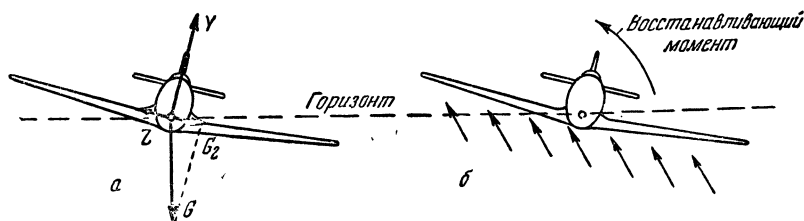


Рис. 123. Схема возникновения поперечного восстанавливающего момента в результате скольжения

нет момент рысканья, но допустим, что летчик рулем направления препятствует заворачиванию, не препятствуя крену. Вследствие крена сила веса G даст составляющую G_z , которая вызовет скольжение. Вследствие скольжения возникнет боковая сила Z , которая будет противодействовать силе G_z и уравновесит ее. Одновременно благодаря скольжению (рис. 123, б) возникнет момент, который выровняет крен.

Величина восстанавливающего момента зависит не только от величины угла скольжения β , но и от формы крыла. Так, с целью улучшения поперечной устойчивости крыльям придают V-образный вид (попереч-

ное V). В этом случае, как указывалось ранее, при накренивании самолета у опущенного крыла угол атаки получается больше, чем у поднятого, в результате чего восстанавливающий момент будет больше.

§ 50. ПОПЕРЕЧНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КРЫЛЬЕВ. АВТОРОТАЦИЯ КРЫЛЬЕВ

Остановимся еще на одном явлении, имеющем важное значение для поперечной управляемости и устойчивости—на поперечном торможении крыльев.

Когда мы отклоняем элероны, то самолет начинает вращаться вокруг продольной оси. Естественно, крылья при этом вращении встречают

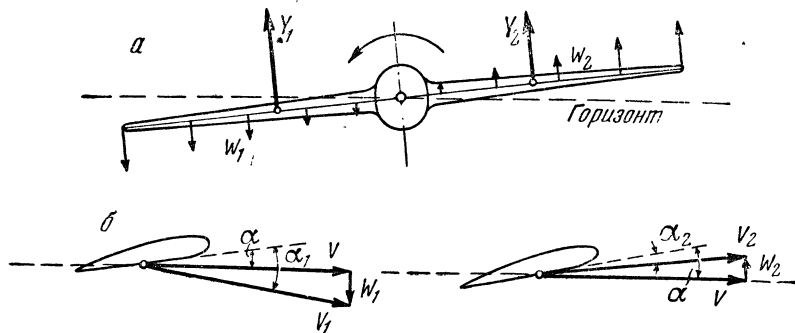


Рис. 124. Поперечное торможение крыльев

сопротивление, которое ограничивает угловую скорость вращения. И чем больше размах крыльев самолета, тем это заметнее.

Возникновение этого момента объясняется следующими аэродинамическими причинами.

Пусть самолет начал крениться на правое крыло (рис. 124, а). Тогда, кроме поступательного движения, элементы правого крыла будут двигаться вниз, а левого—вверх, причем скорость движения вниз и вверх будет тем больше, чем дальше от оси находится элемент крыла. Возьмем скорость движения вниз W_1 и соответствующую скорость движения вверх W_2 и сложим каждую из этих скоростей с поступательной скоростью самолета V (по правилу треугольника); получим результирующие скорости V_1 и V_2 (рис. 124, б). Рассматривая эти схемы и помня, что углом атаки крыла называется угол между хордой и направлением воздушной скорости, заключаем, что при накренивании самолета угол атаки опускающегося крыла увеличивается ($\alpha_1 > \alpha$), а поднимающегося, наоборот, уменьшается ($\alpha_2 < \alpha$); значит подъемная сила опускающегося крыла увеличивается, а поднимающегося уменьшается (рис. 124, а), что и создает момент, препятствующий вращению.

Поперечное торможение крыльев облегчает управление самолетом. В самом деле, если бы торможения крыльев не было, то угловая скорость вращения быстро нарастала бы, и самолет, начав крениться, мог бы занять опасное положение до того, как летчик успел бы выправить крен. А если летчик сам накренивает самолет, то при отсутствии торможения самолет

так быстро увеличивал бы крен, что летчику трудно было бы соразмерить движения ручкой. В действительности благодаря торможению крыльев накренение происходит сравнительно медленно, и поперечное управление самолетом приобретает известную мягкость.

Однако при скорости полета, близкой к минимальной, когда угол атаки близок к критическому, торможение крыльев уже отсутствует. Объясняется это тем, что на больших углах атаки, близких к критическому, коэффициент подъемной силы c_y , приближаясь к своему максимальному значению, изменяется уже мало; следовательно, небольшая разница в углах атаки полукрыльев уже не дает разницы в их подъемных силах, т. е. тормозящего момента получиться не может.

Авторотация крыльев. Итак, с приближением к критическому углу атаки тормозящий момент при накренении самолета исчезает. При переходе же за критический угол появляется *вращающий момент*, вследствие чего крылья сами стремятся перейти во вращение. Это явление называется *самовращением*, или *авторотацией* крыльев.

Авторотация крыла может быть легко продемонстрирована в аэродинамической трубе. В трубу помещают крыло, укрепленное на стержне, расположенном вдоль трубы и имеющем возможность вращаться. Если установить крыло под небольшим углом атаки и толчком вывести крыло из равновесия, то крыло, несколько раз повернувшись, остановится. Если же установить крыло под углом атаки больше критического, то достаточно небольшого толчка, чтобы оно под действием вращающего момента пришло во вращение.

Авторотация крыла является основной причиной штопора самолета. Поэтому возникновение указанного момента мы рассмотрим в главе о штопоре.

§ 51. ОПАСНОСТЬ ПОТЕРИ СКОРОСТИ

Мы не раз предупреждали об опасности потери скорости на малой высоте. Что же такое потеря скорости, при каких условиях она происходит и как ее избежать?

Предположим, что в горизонтальном полете мы убавили газ и одновременно начали увеличивать угол атаки, выбирая ручку на себя (рис. 125). При этом скорость полета будет падать, поэтому должна была бы падать и подъемная сила, но вследствие непрерывного увеличения угла атаки коэффициент подъемной силы c_y будет расти (компенсируя падение скорости), в результате чего подъемная сила некоторое время будет оставаться равной весу самолета и, следовательно, самолет будет лететь горизонтально. Но коэффициент c_y растет только до критического угла атаки, а затем резко идет на уменьшение, так как за критическим углом ухудшается обтекание крыла—происходит *срыв*. Поэтому, когда угол атаки уже сильно увеличен, подъемная сила, несмотря на то, что мы продолжаем выбирать ручку на себя, станет меньше веса, и самолет начнет проваливаться, опуская нос. Если мы попытаемся еще увеличить угол атаки, то машина станет проваливаться почти плашмя, т. е. парашютировать. Однако при парашютировании самолет трудно удержать от кренов. Уже с приближением к критическому углу атаки и тем более на критическом угле поперечная устойчивость ухудшается, исчезает поперечное торможение крыльев. Так как эффективность элеронов на боль-

ших углах атаки сильно ослаблена, то сохранить поперечное равновесие обычно не удастся и от небольших возмущений самолет сваливается на крыло, стремясь перейти затем в штопор.

Таким образом, *потеря скорости есть потеря (ослабление) поперечной управляемости.*

В самом деле, если бы мы могли сколь угодно долго удерживать самолет в состоянии парашютирования, то в любой момент могли бы, дав ручку управления от себя, уменьшить угол атаки, набрать скорость и перевести самолет в нормальный полет (на малой скорости эффективность руля высоты и руля направления тоже понижена, но значительно меньше, чем элеронов). Иногда это удаётся, если потеря скорости не-

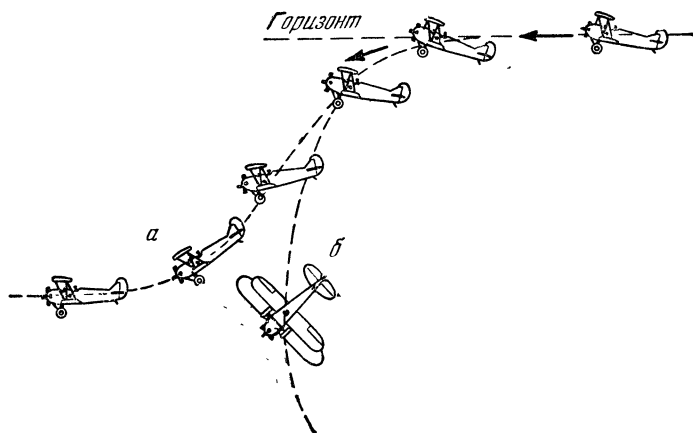


Рис. 125. Потеря скорости

полная. В этом случае дело может ограничиться тем, что машина упадет на нос, быстро наберет скорость, станет снова управляемой и можно будет продолжать нормальный полет (рис. 125, а). Такая возможность не исключена и в случае сваливания самолета на крыло (рис. 125, б), если в самом начале падения на крыло перевести машину на нос; в противном случае за сваливанием на крыло следует штопор, на выход из которого и следующего за ним отвесного пикирования требуется значительная высота.

Почему же самолет сваливается на крыло?

Срыв обтекания, в результате которого самолет начинает парашютировать, может быть несимметричным, т. е. может на одном крыле оказаться больше (или начаться раньше), чем на другом. А так как срыв обтекания неизбежно ведет к падению подъемной силы, то, следовательно, несимметричный срыв создает кренящий момент, под действием которого самолет начинает валиться на то крыло, у которого подъемная сила стала меньше. При этом кренящий момент иногда оказывается настолько значительным, что удержать самолет в поперечном равновесии не удастся (тем более, что эффективность элеронов понижена). Начиная валиться на крыло и одновременно все больше опуская нос, самолет тем самым начинает вращение вокруг вертикальной оси. Развитие этого явления дальше может привести, как сказано, к пикированию или штопору.

Несимметричный срыв может произойти по разным причинам. Одна из главных—скольжение. Если поток обдувает крыло косо, то, как установлено, срыв происходит преждевременно со стороны, обратной скольжению (рис. 126), срыв же со стороны скольжения, наоборот, запаздывает. Подъемная сила крыла, на котором произошел срыв, резко падает и самолет валится на это крыло.

Скольжение, как известно, получается от разных причин и, в частности, в результате отклонения руля направления. Поэтому, *если угол атаки близок к критическому (скорость близка к минимальной) и, следовательно, крыло близко к срыву обтекания, то нельзя вызывать скольжение.*

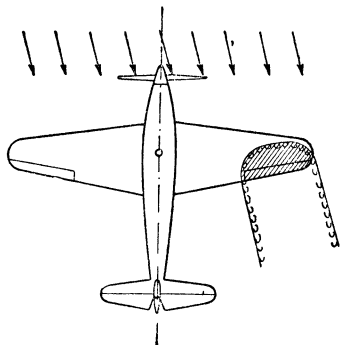


Рис. 126. Срыв обтекания вследствие скольжения

Делаем выводы:

1. На малой высоте (примерно до 500 м) надо всегда иметь достаточный запас скорости, т. е. держать скорость не меньше наивыгоднейшей, а начинающим летчикам немного больше наивыгоднейшей.
2. Если допущена ошибка и скорость сильно упала и управление, особенно элеронами, стало несколько вялым, следует немного отжать ручку управления от себя. Если скорость упала почти до минимальной и самолет начал парашютировать, надо немедленно дать ручку управления от себя и в то же время удерживать самолет в поперечном равновесии рулем направления и элеронами.
3. В случае внезапной остановки мотора, особенно при подъеме (на взлете), немедленно дать ручку управления от себя и, если скорость сильно упала, не начинать разворота до тех пор, пока самолет не наберет достаточной скорости и не перейдет на нормальное планирование.

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

§ 52. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА (общее понятие). ЭТАПЫ ВЗЛЕТА И ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Взлет самолета есть ускоренное прямолинейное движение с набором скорости и высоты, необходимых для нормального вылета с аэродрома.

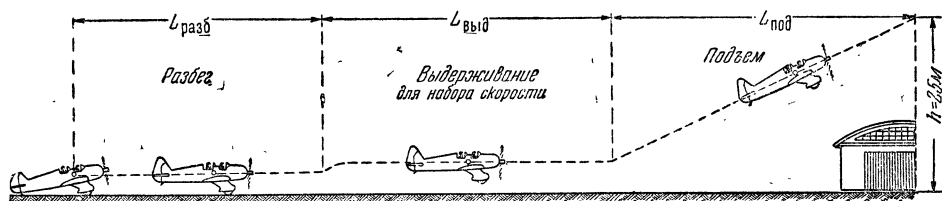


Рис. 127. Взлет самолета. Этапы взлета и взлетная дистанция

Самолет не может лететь, если скорость его будет ниже так называемой минимальной скорости, которая даже у тихоходных учебных самолетов достигает 50—60 км/час, а у большинства современных самолетов превышает 100 км/час (у истребителей она не меньше 150 км/час). Следовательно, самолет может начать полет после предварительного разбега по земле или по воде или разгона при помощи катапульты, применяемой на морских судах.

Этапы взлета и взлетная дистанция. Разбег имеет целью разгон самолета до так называемой скорости отрыва, которая немного (на 10—15 %) больше минимальной. Однако эта скорость недостаточна для нормального подъема. Поэтому после отрыва от земли осуществляется дальнейший разгон самолета путем выдерживания его в горизонтальном полете над землей (рис. 127) до тех пор, пока скорость не возрастет до величины, безопасной для подъема; последняя обычно берется приблизительно равной скорости наиболее быстрого подъема (соответствующего $V_{y \text{ макс.}}$).

Таким образом, взлет самолета можно разбить на три этапа: 1) разбег и отрыв, 2) выдерживание над землей для набора скорости и 3) подъем на высоту, необходимую для перелета через препятствия на границе аэродрома, равную примерно 25 м (рис. 127). Эти три этапа взлета составляют так называемую взлетную дистанцию. Рассмотрим их отдельно.

§ 53. РАЗБЕГ И ОТРЫВ САМОЛЕТА ОТ ЗЕМЛИ. УСКОРЕНИЕ ПРИ РАЗБЕГЕ. СКОРОСТЬ ПРИ ОТРЫВЕ

Разбег есть движение, при котором скорость самолета увеличивается. Величина ускорения зависит от величины и соотношения действующих сил. Поэтому рассмотрим силы, действующие на самолет в различные моменты разбега.

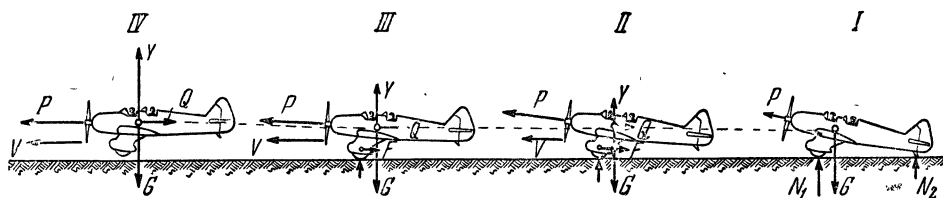


Рис. 128. Силы, действующие на самолет при разбеге и отрыве от земли

Когда самолет стоит на старте, готовый к полету, и мотор работает на малом газе (рис. 128, I), на самолет действуют сила веса G , затем равная ей по величине сила реакции земли $N_1 + N_2$ и сила тяги P , которая пока еще недостаточна для преодоления трения колес и костыля о землю. Но вот летчик дал полный газ, сила тяги преодолевает силы

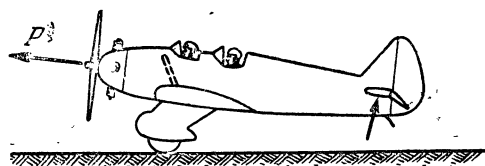


Рис. 129. Положение руля высоты (и ручки управления) в самом начале разбега

трения колес и костыля, и самолет начинает разбег. Почти тотчас же после дачи газа летчик дает ручку управления от себя (рис. 129) и тем самым приподнимает хвост самолета (благодаря действию струи винта на руль высоты и стабилизатор), вследствие чего исчезает трение костыля, а главное, — уменьшается угол атаки (рис. 128, II).

То и другое облегчает разбег (при уменьшении угла атаки лобовое сопротивление уменьшается). Тяга P в начале разбега намного превышает трение колес F и лобовое сопротивление Q ; поэтому разность $P - (Q + F)$ велика и создает значительное ускорение, и скорость быстро растет. С ростом скорости растут подъемная сила и лобовое сопротивление, сила же трения уменьшается, так как с ростом подъемной силы уменьшается нагрузка на колеса (рис. 128, III). Когда скорость возрастет настолько, что подъемная сила превысит силу веса, самолет оторвется от земли (рис. 128, IV).

Ускорение при разбеге. Итак, разбег есть ускоренное движение. Механика учит нас, что ускоренное движение возможно в том случае,

если движущая сила больше противодействующих сил. Так как тяга P тянет самолет вперед, сопротивление же воздуха Q и трение колес F противодействуют движению, то, следовательно, при разбеге необходимо, чтобы было такое неравенство:

$$P > (Q + F)$$

(в случае равенства мы имели бы не ускоренное, а равномерное движение). И если из величины силы тяги P вычесть силы сопротивления Q и F , то получится некоторый избыток тяги, который и создает ускорение. Таким образом, при разбеге имеется разгоняющая самолет сила (обозначим ее $R_{\text{разг}}$), равная разности силы тяги и сил сопротивления, т. е.

$$R_{\text{разг}} = P - (Q + F).$$

По второму закону механики сила, сообщающая телу ускорение, равна произведению массы тела на ускорение (см. ч. 1, § 12). Следова-

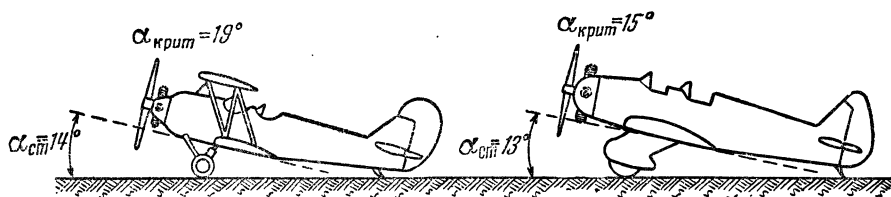


Рис. 130. Стояночный угол атаки самолетов УТ-2 и По-2

тельно, обозначая массу самолета при разбеге m и ускорение j , можем написать:

$$R_{\text{разг}} = P - (Q + F) = mj.$$

Мы получили уравнение движения для разбега, из которого следует, что при разбеге ускорение

$$j = \frac{P - (Q + F)}{m}.$$

Эта формула показывает, что чем больше будет разгоняющая сила и чем меньше масса самолета, тем больше будет ускорение при разбеге и, следовательно, тем быстрее самолет наберет скорость для отрыва от земли.

Скорость при отрыве. Скорость, которую самолет должен иметь в момент отрыва от земли, называют скоростью при отрыве, или просто скоростью отрыва. Какова же должна быть скорость отрыва?

Скорость, при которой самолет уже может лететь, есть минимальная скорость, соответствующая критическому углу атаки, когда коэффициент подъемной силы c_y достигает максимума. На минимальной скорости или близкой к ней, вообще говоря, можно совершить отрыв, если при разбеге мы почти не поднимем хвоста, т. е. будем совершать разбег на так называемом стояночном угле атаки, т. е. на угле атаки, который самолет имеет при стоянке на земле (рис. 130, 131). В полете на

таком угле атаки самолет будет иметь скорость лишь немного больше минимальной. Однако скорость, близкую к минимальной, нельзя принять за скорость отрыва, так как на минимальной скорости самолет имеет плохую устойчивость и управляемость; кроме того, на минимальной скорости вследствие большого угла атаки лобовое сопротивление велико и поэтому взлет получается вялым, особенно, если избыток мощности невелик. Ввиду этого отрыв самолета производится на несколько боль-

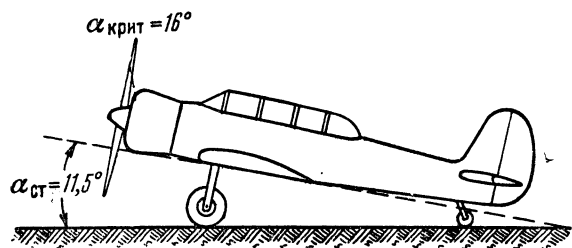


Рис. 131. Стояночный угол атаки самолета Як-18

шей скорости—приблизительно на 15% больше теоретической минимальной скорости; в таком случае скорость отрыва подсчитываем по формуле:

$$V_{отр} = 1,15 V_{мин},$$

где

$$V_{мин} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{макс}}}}.$$

Пример. Минимальная скорость самолета $V_{мин} = 100$ км/час. Определить его скорость отрыва (при том же полетном весе и той же плотности воздуха). Находим:

$$V_{отр} = 1,15 V_{мин} = 1,15 \cdot 100 \text{ км/час} = 115 \text{ км/час}.$$

Минимальные скорости самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 мы раньше подсчитывали по формуле и определяли по графикам (см. табл. на стр. 25). Возьмем из таблицы их значения и, увеличив на 15%, найдем скорость отрыва этих самолетов. Те и другие сведем в таблицу.

Минимальные скорости и скорости отрыва (на нулевой высоте) самолетов Як-18, УТ-2 и По-2

Самолет	$V_{мин.}$		$V_{отр} \approx 1,15 V_{мин.}$	
	м/сек	км/час	м/сек	км/час
Як-18 ($G=1050$ кг)	28,0	100	32,0	115
УТ-2 ($G=938$ кг)	25,0	90	28,7	103
По-2 ($G=890$ кг)	18,2	65	21,0	75

Минимальную скорость самолета и скорость отрыва можно быстро определить, зная лишь нагрузку на квадратный метр крыльев $\frac{G}{S}$. Для этого пользуются приближенной формулой, которую проф. В. С. Пышнов получает следующим образом.

У большинства самолетов при критическом угле атаки коэффициент подъемной силы $c_{y_{макс}} = 1,4 \div 1,6$. Можно, следовательно, считать, что в среднем $c_{y_{макс}} = 1,5$. Подставляя это значение $c_{y_{макс}}$ в формулу минимальной скорости и считая, что у земли плотность воздуха

$\rho_0 = 0,125 \text{ кгсек}^2/\text{м}^4$, получим приближенную формулу для минимальной скорости:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2G}{0,125 \cdot 1,5 \cdot S}} = \sqrt{\frac{2}{0,125 \cdot 1,5}} \sqrt{\frac{G}{S}} \approx 3,26 \sqrt{\frac{G}{S}} (\text{м/сек}).$$

Увеличив эту величину на 15%, получим приближенную формулу и для скорости отрыва:

$$V_{\text{отр}} = 1,15 \cdot 3,26 \sqrt{\frac{G}{S}} \approx 3,8 \sqrt{\frac{G}{S}} (\text{м/сек})$$

или в км/час:

$$V_{\text{отр}} \approx 13,7 \sqrt{\frac{G}{S}} (\text{км/час}).$$

Пример. Определить скорость отрыва (на нулевой высоте) самолета УТ-2 при $G = 938 \text{ кг}$. Находим:

$$V_{\text{отр}} = 13,7 \sqrt{54,8} \approx 101 \text{ км/час}.$$

Эти формулы очень удобны, но нужно иметь в виду, что подсчет будет менее точен для тех самолетов, у которых коэффициент $c_{y \text{ макс}}$ значительно меньше (или больше) его среднего взятого нами значения (например, для самолета Як-18, у которого $c_{y \text{ макс}} = 1,27$; см. поляру самолета Як-18).

Если самолет имеет щитки и летчик отклоняет их при разбеге во взлетное положение (на $10-15^\circ$), то скорость отрыва уменьшается и может быть подсчитана по такой приближенной формуле:

$$V_{\text{отр}} = 12 \sqrt{\frac{G}{S}} (\text{км/час}).$$

Итак, скорость отрыва приблизительно на 15% больше теоретической минимальной скорости, т. е. равна практической минимальной скорости (см. § 3). Грубо *скорость отрыва можно считать равной экономической скорости горизонтального полета* (см. § 9 и табл. на стр. 25).

Таким образом, при нормальном взлете в момент отрыва самолета от земли на указателе скорости должна быть примерно экономическая скорость. При достаточном навыке летчик судит о скорости отрыва по управляемости самолета (элероны и рули становятся нормально «чуткими»), а также по собственным ощущениям.

В заключение напомним, что скорость отрыва, как и всякая иная воздушная скорость самолета, зависит от веса самолета, возрастая с увеличением веса (это особенно ясно показывают выше приведенные приближенные формулы), и от плотности воздуха, возрастая с уменьшением плотности. Плотность воздуха сильно уменьшается с высотой и потребная скорость, напомним, возрастает в $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ раз. Следовательно, при взлете с высокогорного аэродрома и потребная для отрыва скорость возрастает в $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ раз (скорость по прибору остается неизменной). Для примера решим задачу.

Задача 34. Истребитель имеет нагрузку на квадратный метр крыльев $\frac{G}{S} = 169 \text{ кг/м}^2$. Определить приближенно его скорость отрыва на нулевой высоте и на высокогорном аэродроме, расположенном на высоте $H = 3\,000 \text{ м}$.

Решение. Пользуясь приближенной формулой, находим скорость отрыва на нулевой высоте (в км/час):

$$V_{\text{отр}} \approx 13,7 \sqrt{169} \approx 178 \text{ км/час.}$$

Находим скорость отрыва на высоте $H = 3\,000 \text{ м}$ (пользуясь таблицей высотного коэффициента скорости, см. § 10):

$$V_{\text{отр}_{3000}} \approx 178 \sqrt{\frac{v_0}{v_H}} \approx 178 \cdot 1,16 \approx 206 \text{ км/час.}$$

Задача 35. Определить скорость отрыва самолета Як-18 (при весе $G = 1\,050 \text{ кг}$) на аэродроме, расположенном на высоте $H = 1\,000 \text{ м}$.

$$\text{Ответ: } V_{\text{отр}_{1000}} \approx 121 \text{ км/час.}$$

§ 54. ВЫДЕРЖИВАНИЕ САМОЛЕТА НАД ЗЕМЛЕЙ ДЛЯ НАБОРА СКОРОСТИ. ВЗЛЕТНАЯ СКОРОСТЬ И ЭТАП ПОДЪЕМА

Выше мы пришли к выводу, что при отрыве самолета от земли скорость приблизительно равна экономической скорости горизонтального полета. Но экономическая скорость, как известно из главы III, не дает самого быстрого подъема; кроме того, и это самое главное, экономическая скорость есть граница между областями первых и вторых режимов и поэтому подъем с этой скоростью на малой высоте опасен. Поэтому начинать подъем тотчас же после отрыва от земли не следует, а надо предварительно набрать скорость, т. е. необходим дальнейший разгон самолета. С этой целью, как уже указывалось, выдерживают машину в горизонтальном полете над землей.

Посмотрим, как создается ускорение при разгоне самолета над землей.

К моменту отрыва самолета от земли сила трения колес о землю исчезнет и, следовательно, разгоняющая сила $R_{\text{разг}}$ станет равна разности сил $P - Q$. Однако при отрыве эта разность будет невелика, так как к моменту отрыва лобовое сопротивление Q вследствие увеличившейся скорости сильно возрастет. Поэтому тотчас же после отрыва самолета от земли летчик немного уменьшает угол атаки, т. е. чуть-чуть отжимает ручку управления от себя с целью выдержать машину в горизонтальном полете над землей (примерно на высоте 1 м) для набора скорости; с уменьшением угла атаки лобовое сопротивление Q уменьшится и, стало быть, разгоняющая сила возрастает (во время выдерживания самолета над землей сила R , как и при разбеге, пойдет снова на уменьшение, поскольку с ростом скорости будет расти и лобовое сопротивление).

Таким образом, для выдерживания самолета над землей мы получаем следующее уравнение движения:

$$R_{\text{разг}} = P - Q = mj,$$

откуда следует, что при выдерживании самолета над землей ускорение

$$j = \frac{P - Q}{m}.$$

Взлетная скорость и этап подъема. Выдерживание самолета над землей имеет целью дальнейший разгон самолета, а именно, увеличение скорости до величины, необходимой для безопасного и быстрого подъема. Такой скоростью, как известно из предыдущего (§ 23), является скорость, близкая к наивыгоднейшей. Эту скорость и называют взлетной (например, у самолета Як-18 $V_{\text{взл}} \approx 150$ км/час, см. рис. 15).

В летной практике иногда выдерживают самолет над землей до несколько меньшей скорости (уменьшая этим этап выдерживания) и пере-

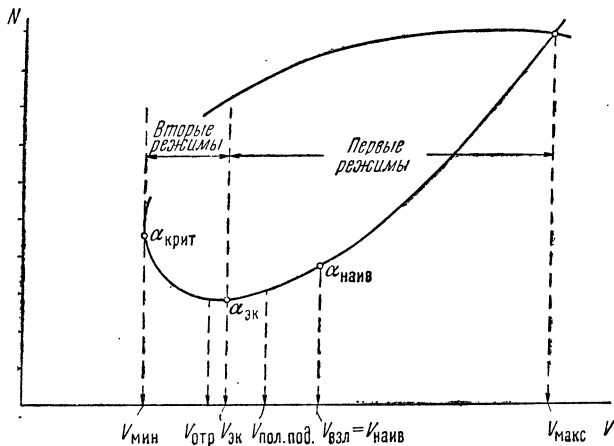


Рис. 132. Скорости при взлете на примерной диаграмме потребных и располагаемых мощностей (для простоты показано, что $V_{\text{взл}} = V_{\text{наив}}$)

водят самолет на пологий подъем, во время которого скорость постепенно возрастает до взлетной, и уже тогда летчик устанавливает нормальный угол подъема. Однако следует помнить, что переводя самолет на подъем на скорости, значительно меньшей, чем взлетная, мы замедлим разгон и, главное, будем вести самолет в начале подъема на режиме, близком к области вторых режимов. Это хорошо видно на рис. 132, на котором скорость в начале пологого подъема обозначена $V_{\text{пол. под}}$. Стало быть, в первые секунды подъема мы будем иметь *очень малый запас скорости* $V_{\text{пол. под}} - V_{zk}$ (см. § 9), что потребует от нас неослабного внимания и безупречного пилотирования.

Курсантам, летающим на самолетах УТ-2 и По-2, рекомендуется выдерживать самолет над землей до взлетной скорости, а на этапе подъема до безопасной высоты держать скорость даже немного больше взлетной (для страховки от возможных ошибок, могущих повлечь за собой потерю скорости).

На самолете Як-18 практикуется после неполного выдерживания переход на пологий подъем на скорости, меньшей, чем взлетная:

§ 55. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ И ОШИБКИ НА ВЗЛЕТЕ.

ВЗЛЕТ С ПОДРЫВОМ.

ВЗЛЕТ С ПОЛУОПУЩЕННЫМ ХВОСТОМ

Выше мы рассмотрели этапы нормального взлета. При нормальном взлете после подъема хвоста сохраняется примерно экономический угол атаки и разбег осуществляется до тех пор, пока скорость не достигнет величины, при которой подъемная сила уравнивает вес самолета; тогда самолет почти без участия летчика плавно отрывается от земли и в воздухе становится достаточно устойчивым и управляемым. Подчеркиваем еще раз, что отличительной особенностью нормального взлета является то, что самолет уходит в воздух (отрывается сам или мы его отрываем) *на скорости отрыва, которая примерно на 15% больше минимальной скорости данного самолета.*

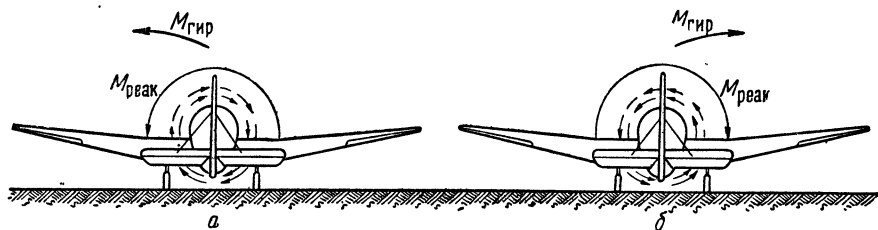


Рис. 133. Возникновение заворачивающих моментов в начале разбега (при поднимании хвоста) у самолета с винтом правого вращения (а) и с винтом левого вращения (б)

При выполнении взлета курсанты нередко допускают грубые ошибки. К таким ошибкам в начале взлета следует отнести резкое открытие дросселя и резкий подъем хвоста, что приводит при разбеге к уклонению самолета в сторону: влево, если винт правый, и вправо, если винт левый. Заворачивание самолета объясняется, конечно, проявлением заворачивающего момента, складывающегося, как показано ниже, из трех моментов одинакового направления.

Пусть, например, на самолете с винтом правого вращения мы начали разбег, дав полный газ и ручку управления от себя для подъема хвоста (рис. 133, а). При подъеме хвоста левая сторона вертикального оперения оказывается под действием закрученной струи винта, стремящейся развернуть самолет *влево* (см. § 47); реакция вращения винта M_{reak} , стремясь накренить самолет налево, нагружает левое колесо, как бы притормаживая его, вследствие чего самолет стремится завернуть тоже *влево* (напомним, что в полете оба эти момента аэродинамически уравновешены благодаря смещению киля и увеличению угла установки левого полукрыла, на разбеге же, особенно вначале, равновесия не получается, так как скорость еще очень мала). Поднимая хвост самолета, мы опускаем его нос, в результате чего возникает гироскопический момент (см. ч. 1, § 21), который при правом вращении винта стремится завернуть самолет опять-таки влево (см. § 65). Для того, чтобы парировать стремление самолета заворачивать влево, мы должны, очевидно, создать уравновешивающий момент, а именно, отклонить руль направления вправо, т. е. нажать на правую педаль.

На самолете с винтом левого вращения все три указанные момента будут иметь противоположное направление (рис. 133, б) и самолет будет стремиться завернуть вправо. Парировать это стремление надо, очевидно, нажимом на левую педаль.

При резком увеличении оборотов мотора и резком подъеме хвоста заворачивающий момент возрастает так быстро, что неопытный летчик часто не успевает парировать его. Для взлета надо плавно открывать дроссель и не резко (но и не медленно) поднимать хвост, удерживая самолет от заворачивания нажимом на соответствующую педаль: на правую—при винте правого вращения, на левую—при винте левого вращения.

Другой характерной ошибкой на разбеге является медленный и недостаточный подъем хвоста, что может привести к отрыву самолета на большом угле атаки и малой скорости—меньшей, чем скорость отрыва; значит отрыв будет преждевременным, и самолет, оказавшись в воздухе, будет еще недостаточно устойчивым и управляемым.

Однако в некоторых случаях и при соблюдении определенных условий опытный летчик, отступая от нормального взлета, может с пользой применить отрыв самолета на малой скорости. Это практикуется при так называемом взлете с подрывом и взлете с полупущенным хвостом.

Взлет с подрывом. Заключается он в том, что, производя разбег, как при нормальном взлете, но не дожидаясь, когда скорость достигнет скорости отрыва, мы несколько раньше этого момента увеличиваем угол атаки почти до стояночного (берем ручку управления немного на себя), т. е. увеличиваем подъемную силу и таким образом отрываем самолет на меньшей скорости, чем при нормальном взлете, а именно,—почти на минимальной скорости. Это уменьшает длину разбега на 10—15%.

Таким образом, взлет с подрывом отличается от нормального взлета не тем, что летчик сам отрывает самолет (это может быть и при нормальном взлете), а тем, что он отрывает его на скорости, меньшей, чем при нормальном взлете.

При взлете с подрывом самолет уходит в воздух почти на минимальной скорости (почти на критическом угле атаки), вследствие чего органы управления, в особенности элероны, работают недостаточно эффективно, т. е. управляемость самолета плохая. Поэтому в тех случаях, когда приходится прибегать к взлету с подрывом (о них сказано ниже), надо соблюдать следующее:

1. Не подрывать самолет раньше, чем скорость достигнет минимальной.

2. Тотчас после подрыва, тщательно следя за поперечным равновесием самолета (не допуская ни малейшего крена), уменьшить угол атаки и выдержать самолет в горизонтальном полете, чтобы набрать нужную скорость для нормального подъема.

Взлет с подрывом применяют в тех случаях, когда аэродром, имея свободные подходы, недостаточен по длине для нормального разбега. Когда длина аэродрома достаточна для нормального взлета, применять взлет с подрывом не рекомендуется, поскольку он сопряжен с опасностью потери скорости.

Взлет с полупущенным хвостом. В некоторых случаях (например, при вязком грунте, когда есть опасность капотирования) практикуют

взлет с полуопущенным хвостом, т. е. при разбеге поднимают хвост самолета очень немного. В этом случае как разбег, так и отрыв происходят на большом угле атаки, близком к стояночному. Поэтому при отрыве от земли нужно внимательно следить за равновесием самолета и затем тщательно выдержать машину над землей, пока она не наберет скорости, нужной для нормального подъема. При взлете с полуопущенным хвостом «подрыв» применять нельзя, поскольку отрыв происходит и без того на малой скорости.

§ 56. ДЛИНА И ВРЕМЯ РАЗБЕГА (ПРИ БЕЗВЕТРИИ). ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА И ДРУГИХ ФАКТОРОВ НА ДЛИНУ РАЗБЕГА И ВЗЛЕТНУЮ ДИСТАНЦИЮ

Длина и время разбега зависят от скорости отрыва и величины ускорения, которое, в свою очередь, зависит от избытка тяги и веса самолета. Чем больше избыток тяги (разгоняющая сила) и чем меньше вес самолета, тем больше будет ускорение и тем скорее самолет наберет скорость, необходимую для отрыва. Ускорение при разбеге непостоянно, т. е. движение самолета при разбеге—неравномерно-ускоренное. Поэтому точный расчет времени и длины разбега довольно сложен. Для практических целей часто применяют приближенный расчет, который основан на следующих соображениях.

В § 53 мы нашли, что при разбеге ускорение

$$j = \frac{P - Q - F}{m}.$$

Ускорение получается переменным по той причине, что силы, от которых оно зависит, в процессе разбега все время изменяются: тяга P с возрастанием скорости уменьшается; лобовое сопротивление Q растет пропорционально квадрату скорости; сила трения F , весьма значительная в начале разбега, с ростом подъемной силы падает и к концу разбега приходит к нулю. Но если приближенно взять средние значения этих сил, то получим среднее постоянное ускорение.

Среднюю силу тяги подсчитывают как произведение мощности мотора N на некоторый коэффициент k (характеризующий тягу винта), деленное на скорость отрыва:

$$P_{\text{ср}} = \frac{kN}{V_{\text{отр}}}.$$

Для определения коэффициента k проф. В. С. Пышнов в своем курсе «Аэродинамика самолета» предлагает график, данный на рис. 134. График показывает, что коэффициент k падает с увеличением расчетной скорости самолета ($V_{\text{расч}} = 0,9V_{\text{макс}}$).

Средние значения сил Q и F приблизительно одинаковы, поэтому при подсчете среднего ускорения одну из этих сил не учитывают, зато другую считают в ее наибольшем значении; обычно не учитывают силу лобового сопротивления, а для силы трения берут ту ее величину, которую она

имеет в самом начале разбега (т. е. считают, что нарастание лобового сопротивления при разбеге компенсируется уменьшением трения). Силу трения в начале разбега, когда еще нет подъемной силы, можно подсчитать по простой формуле (см. ч. 1, § 13):

$$F = Gf,$$

где f — коэффициент трения, зависящий от покрова аэродрома. Установлено, что для твердого покрова (твердый грунт, бетонированная дорожка, плотно укатанный, заледеневший снег) коэффициент $f = 0,06$. При мягком грунте (или слабо накачанных шинах) величина f возрастает; например, при мягком дерне $f = 0,08$; при песчаной поверхности $f = 0,12$; для лыж по снегу $f = 0,10$ (в среднем) и сильно возрастает при мокром снеге.

Подставляя в формулу ускорения при разбеге значение средней тяги и указанное значение силы трения и вспоминая, что масса самолета равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести ($m = \frac{G}{g}$), получим после деления следующую приближенную формулу для среднего ускорения:

$$j_{\text{ср}} = g \left(\frac{kN}{V_{\text{отр}} G} - f \right).$$

В этой формуле: N — мощность мотора на разбеге в л. с.;

$V_{\text{отр}}$ — скорость отрыва в м/сек.

Подсчитав по изложенному методу среднее ускорение на разбеге, мы можем определить время и длину разбега по законам равномерно-прямолинейного движения (см. ч. 1, § 6). Так как ускорение есть прирост скорости за одну секунду, то, разделив секундную скорость отрыва на ускорение, мы получим, очевидно, время разбега:

$$t_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}}{j} \text{ (сек.)}.$$

Зная время разбега, нетрудно определить и длину разбега. Для этого надо умножить среднюю скорость при разбеге на время $t_{\text{разб}}$. Средняя скорость на этапе разбега равна полусумме начальной и конечной скоростей, т. е. $V_{\text{ср}} = \frac{0 + V_{\text{отр}}}{2} = \frac{V_{\text{отр}}}{2}$. Умножив $V_{\text{ср}}$ на $t_{\text{разб}}$, полу-

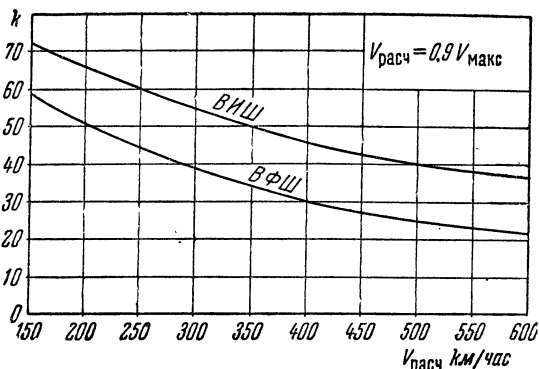


Рис. 134. Значения коэффициента k , применяемого для приближенного расчета средней тяги винта при разбеге

чим следующую приближенную формулу для длины разбега:

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j} (м).$$

Для усвоения изложенного решим следующие задачи.

Задача 36. Определить приближенно среднее ускорение на разбеге, время и длину разбега (при безветрии, на нулевой высоте) самолета Як-18 при мощности мотора $N=160$ л. с. и весе $G=1\,050$ кг; коэффициент трения $f=0,06$.

Решение. Для того, чтобы подсчитать среднее ускорение, надо определить величину коэффициента k , а для этого нужно знать расчетную скорость самолета Як-18. Так как его $V_{\text{макс}}=244$ км/час, то $V_{\text{расч}}=0,9 \cdot 244 \approx 220$ км/час. По графику на рис. 134 находим, что при такой скорости для ВИШ коэффициент $k \approx 64$. Из таблицы на стр. 146 берем скорость отрыва: $V_{\text{отр}}=32$ м/сек. Подсчитываем среднее ускорение на разбеге:

$$j_{\text{ср}} \approx 9,8 \text{ м/сек}^2 \left(\frac{64 \cdot 160 \text{ л. с.}}{32 \text{ м/сек} \cdot 1050 \text{ кг}} - 0,06 \right) \approx 2,4 \text{ м/сек}^2.$$

Определяем время разбега:

$$t_{\text{разб}} \approx \frac{32 \text{ м/сек}}{2,4 \text{ м/сек}^2} \approx 13 \text{ сек.}$$

Определяем длину разбега:

$$L_{\text{разб}} \approx \frac{(32^2 \text{ м/сек}^2)}{2 \cdot 2,4 \text{ м/сек}^2} \approx 213 \text{ м.}$$

Задача 37. Определить приближенно среднее ускорение на разбеге, время и длину разбега (на нулевой высоте и при безветрии) самолета УТ-2 при мощности мотора $N=100$ л. с. и весе $G=938$ кг; коэффициент трения $f=0,06$.

$$\text{О т в е т: } j_{\text{ср}} \approx 1,5 \text{ м/сек}^2; t_{\text{разб}} \approx 16 \text{ сек}; L_{\text{разб}} \approx 208 \text{ м.}$$

Задача 38. Определить приближенно среднее ускорение на разбеге, время и длину разбега (на нулевой высоте и при безветрии) самолета По-2 при мощности мотора $N=100$ л. с. и весе $G=890$ кг; коэффициент трения $f=0,06$.

$$\text{О т в е т: } j_{\text{ср}} \approx 2,4 \text{ м/сек}^2; t_{\text{разб}} \approx 9 \text{ сек}; L_{\text{разб}} \approx 90 \text{ м.}$$

Взлетная дистанция. Выше мы подсчитывали только длину разбега. Для расчета необходимой длины взлетной площадки нужно вести расчет для трех этапов взлета: разбега, выдерживания над землей и подъема до высоты 25 м для перелета через препятствия на границе аэродрома (рис. 135). В сумме эти три этапа составляют, как было сказано, взлетную дистанцию. Если обозначить ее $L_{\text{взл}}$, то

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{под.}}$$

Длину разбега мы уже рассчитывали. Приближенный расчет длины выдерживания более прост и основан на следующем.

В § 54 мы пришли к выводу, что при выдерживании самолета в горизонтальном полете над землей ускорение

$$i_{\text{выд}} = \frac{P - Q}{m}.$$

Разность между располагаемой тягой и лобовым сопротивлением $(P - Q)$ есть избыток тяги ΔP . Как известно, избыток тяги мы можем использовать для подъема или для разгона; при выдерживании самолета в горизонтальном полете над землей избыток тяги мы употребляем для разгона самолета, а именно, — для увеличения скорости от $V_{\text{отр}}$ до $V_{\text{взл}}$

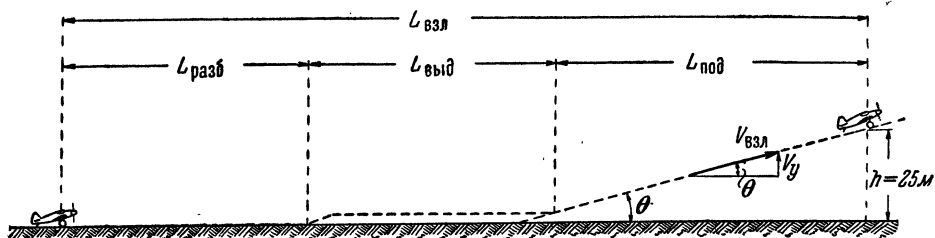


Рис. 135. Схема расчета взлетной дистанции

(которая немного меньше $V_{\text{наив}}$). Если взглянуть на диаграмму потребных и располагаемых тяг, например, самолета Як-18 (рис. 14), то нетрудно увидеть, что в интервале между $V_{\text{отр}}$ и $V_{\text{взл}}$ (т. е. между скоростями 115 и 150 км/час) избыток тяги ΔP изменяется очень мало и примерно равен его максимальному значению. Следовательно, ускорение при выдерживании можно считать постоянным. Поэтому, заменяя в написанной выше формуле разность сил $P - Q$ избытком тяги $\Delta P_{\text{макс}}$, получим для подсчета ускорения приближенную формулу:

$$i \approx \frac{\Delta P_{\text{макс}}}{m}$$

или (поскольку масса самолета равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести)

$$i_{\text{выд}} \approx g \frac{\Delta P_{\text{макс}}}{G}.$$

Определив ускорение, нетрудно подсчитать время и длину выдерживания совершенно аналогично тому, как это мы делали для разбега.

Время выдерживания найдем, разделив прирост скорости при выдерживании на ускорение:

$$t_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отр}}}{i}.$$

Длину выдерживания найдем, умножив среднюю скорость при выдерживании $(V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{взл}} + V_{\text{отр}}}{2})$ на время выдерживания. Для умножения вспомним из алгебры, что произведение суммы на разность равно раз-

ности квадратов, следовательно, имеем:

$$L_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{взл}}^2 - V_{\text{отр}}^2}{2j}.$$

Длину третьего этапа взлета $L_{\text{под}}$ найти тоже нетрудно. Из рис. 135 видно, что в прямоугольном треугольнике вследствие малости угла θ катет $L_{\text{под}}$ мало отличается от гипотенузы (пути подъема); поэтому можем написать, что

$$\sin \theta = \frac{h}{L_{\text{под}}}.$$

С другой стороны, из треугольника скоростей имеем, что

$$\sin \theta = \frac{V_y}{V_{\text{взл}}}.$$

Следовательно,

$$\frac{h}{L_{\text{под}}} = \frac{V_y}{V_{\text{взл}}},$$

откуда

$$L_{\text{под}} = \frac{hV_{\text{взл}}}{V_y} (м).$$

Теперь воспользуемся приведенными формулами для решения задачи.

Задача 39. Определить взлетную дистанцию самолета Як-18 (на нулевой высоте, при безветрии) при весе $G = 1\,050$ кг, считая, что при разбеге коэффициент трения $f = 0,06$.

Решение. Длину разбега самолета Як-18 при заданных условиях мы уже подсчитывали: $L_{\text{разб}} \approx 213$ м.

Для подсчета длины выдерживания надо найти ускорение. По рис. 14 видно, что $\Delta P_{\text{макс}} \approx 90$ кг. Находим ускорение при выдерживании:

$$j_{\text{выд}} \approx g \frac{\Delta P_{\text{макс}}}{G} \approx 9,8 \frac{90}{1050} \text{ м/сек}^2 \approx 1 \text{ м/сек}^2.$$

Находим время выдерживания; так как при заданных условиях

$$V_{\text{взл}} = 150 \text{ км/час} = 41 \text{ м/сек} \text{ и } V_{\text{отр}} = 32 \text{ м/сек, то}$$

$$t_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отр}}}{j_{\text{выд}}} = \frac{41 - 32}{1} = 9 \text{ сек.}$$

Находим длину выдерживания:

$$L_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{взл}}^2 - V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{выд}}} = \frac{41^2 - 32^2}{2 \cdot 1} = \frac{657}{2} \approx 328 \text{ м.}$$

Как видим, время и длина выдерживания самолета Як-18 получаются весьма значительными; объясняется это тем, что у этого самолета

взлетная скорость много больше скорости отрыва. На практике, как мы уже указывали, обычно сокращают выдерживание, переводя самолет на пологий подъем раньше, чем скорость достигнет взлетной. Однако при этом следует помнить сказанное в конце § 54.

Осталось подсчитать длину третьего этапа — $L_{\text{под}}$. По заданию высота $h = 25$ м (рис. 135); взлетная скорость нам известна: $V_{\text{взл}} = 41$ м/сек; что же касается вертикальной скорости V_y , то мы должны взять ее максимальное значение (поскольку взлетную скорость мы считаем близкой к наивыгоднейшей и она соответствует $V_{y\text{макс}}$). Из предыдущего мы знаем, что у самолета Як-18 у земли при заданном весе $V_{y\text{макс}} \approx 3,6$ м/сек. Находим длину третьего этапа:

$$L_{\text{под}} = \frac{hV_{\text{взл}}}{V_y} \approx \frac{25 \cdot 41}{3,6} \text{ м} = 284 \text{ м}$$

Теперь подсчитаем взлетную дистанцию в целом (при безветрии):

$$L_{\text{взл}} = L_{\text{разб}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{под}} \approx 213 + 328 + 284 \approx 825 \text{ м.}$$

На практике взлетная дистанция самолета Як-18 при заданных условиях обычно получается меньше (за счет уменьшения этапа выдерживания) и не превышает 700—750 м.

Расчет взлетной дистанции представляет несомненный интерес для летчика, но практически важным является главным образом расчет разбега. Можно считать, что *взлетная дистанция примерно в три раза больше длины разбега*. Поэтому, зная длину разбега того или иного самолета, мы уже будем примерно знать и его взлетную дистанцию.

Влияние веса и других факторов на длину разбега и взлетную дистанцию. С увеличением полетного веса самолета длина разбега растет. Причину этого понять нетрудно. Во-первых, с увеличением веса увеличивается скорость отрыва. Во-вторых, с увеличением веса уменьшается ускорение, поскольку ускорение обратно пропорционально массе. Длину разбега при новом полетном весе можно найти по данным выше приближенным формулам, подставив новый полетный вес и соответствующую ему новую скорость отрыва. При небольшом увеличении полетного веса длина разбега увеличивается немного, но по мере утяжеления самолета длина разбега все более и более возрастает. С увеличением полетного веса самолета возрастают, конечно, и другие этапы взлетной дистанции, так как уменьшается ускорение при выдерживании и увеличивается потребная скорость, значит увеличивается и взлетная скорость.

На длину разбега весьма сильно влияет состояние поверхности аэродрома. Чем мягче грунт, тем больше он деформируется под колесами самолета, что ведет к увеличению коэффициента трения (как это видно из приведенных выше значений коэффициента f при разных грунтах). С целью уменьшить коэффициент трения применяют твердые бетонные, асфальтовые, металлические и другие взлетные дорожки.

На длину разбега сильно влияет наклон аэродрома. Если разбег происходит под уклон, то разгону самолета будет помогать составляющая силы веса; при разбеге вверх «на уклон» она, наоборот,

рот, будет противодействовать. Естественно поэтому, что разбег под уклон будет короче, разбег же на уклон—много длиннее. На практике наклоны аэродрома бывают очень незначительны, но все же следует помнить, что наклон аэродрома на 1° уже меняет длину разбега примерно на 10%.

На длину разбега заметно влияет отклонение закрылков и щитков. Как известно, разрезные крылья дают сильное увеличение подъемной силы. При отклонении закрылков или щитков в начале разбега подъемная сила растет быстрее и становится равной весу самолета на меньшей скорости, т. е. скорость отрыва уменьшается, значит уменьшается и длина разбега. Отклонять закрылки при разбеге следует немного (на $10\text{--}15^\circ$), так как при значительном их отклонении сильно возрастает лобовое сопротивление и эффект может получиться обратный.

На длину разбега и взлетную дистанцию в целом заметно влияет высота аэродрома над уровнем моря. С высотой плотность воздуха уменьшается, в результате чего скорость отрыва и взлетная скорость увеличиваются пропорционально $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}}$, что и вызывает увеличе-

ние длины разбега и всей взлетной дистанции (следует помнить, что по прибору скорости остаются без изменения). Кроме того, если мотор невысотный, то уменьшение плотности воздуха ведет к уменьшению мощности мотора, а следовательно, и тяги винта, что тоже вызывает увеличение длины разбега и взлетной дистанции. Таким образом, при невысотном моторе взлетная дистанция на высокогорном аэродроме будет заметно больше, чем на обычном аэродроме (т. е. расположенном на малой высоте над уровнем моря). У высотного мотора мощность до границы высотности не падает, поэтому взлетная дистанция удлинится немного.

На взлетную дистанцию сильно влияет работа винто-моторной группы (или реактивного двигателя) и шаг винта. Уменьшение тяги ВМГ (или РД) по каким-либо причинам, естественно, увеличивает длину разбега и других этапов взлетной дистанции.

На длину разбега и всю взлетную дистанцию влияет, наконец, ветер.

§ 57. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТ И ВЗЛЕТНУЮ ДИСТАНЦИЮ. ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Взлет, как правило, совершается против ветра, так как встречный ветер сокращает разбег и другие этапы взлетной дистанции и, кроме того, облегчает управление самолетом.

Предположим, что скорость отрыва самолета $V_{отр} = 80 \text{ км/час}$. Это означает, что когда крылья самолета будут обдуваться встречным потоком со скоростью 80 км/час , то подъемная сила (если придать крыльям угол атаки, соответствующий $c_{yотр}$) уравнивает вес самолета, и последний легко оторвется от земли. Таким образом, при безветрии самолет для отрыва должен развить скорость относительно земли такую же, как и относительно окружающего его воздуха.

Пусть теперь наш самолет разбегается против ветра, скорость которого $W = 10 \text{ м/сек} = 36 \text{ км/час}$. Это значит, что когда самолет еще стоит

на старте (рис. 136, а), то его крылья уже обдуваются встречным потоком со скоростью 36 км/час и, таким образом, развивают некоторую подъемную силу. Так как для отрыва необходима воздушная скорость 80 км/час, то, следовательно, нехватает еще $80 - 36 = 44$ км/час. Таким образом, при разбеге против ветра самолет оторвется уже в тот момент, когда его скорость относительно земли будет всего 44 км/час (т. е. $V_{\text{отр}} - W$). Понятно, что это сократит длину и время разбега.

При взлете по ветру получается обратная картина. Пусть опять скорость ветра $W = 36$ км/час. Когда самолет стоит на старте (рис. 136, б),

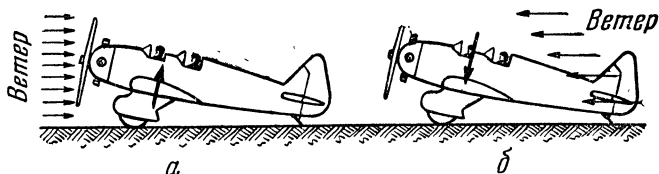


Рис. 136. Самолет перед взлетом против ветра и по ветру

поток воздуха лишь прижимает самолет к земле. Когда же самолет начинает разбег и достигает относительно земли скорости 36 км/час, т. е. скорости дующего ему в хвост ветра, то только в этот момент скорость самолета относительно воздуха станет равной нулю и значит у его крыльев еще не будет никакой подъемной силы (в этот момент самолет только догонит частицы движущегося в одном с ним направлении воздуха). Так как для отрыва необходимо, чтобы крылья обдувались встречным потоком со скоростью 80 км/час, то самолету эту скорость надо еще развить, и поэтому его скорость относительно земли в момент отрыва должна быть $80 + 36 = 116$ км/час (т. е. $V_{\text{отр}} + W$). Понятно, что это удлинит разбег.

Из сказанного ясно, что в формулы времени и длины разбега при взлете против ветра надо вместо $V_{\text{отр}}$ подставить $V_{\text{отр}} - W$, а при взлете по ветру подставить $V_{\text{отр}} + W$. Таким образом, формулы для обоих случаев напишутся так:

$$t_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}} \pm W}{j} \text{ (сек)},$$

$$L_{\text{разб}} = \frac{(V_{\text{отр}} \pm W)^2}{2j} \text{ (м)},$$

где знак минус берем для взлета против ветра, знак плюс — для взлета по ветру. При этом следует помнить, что скорость ветра, как и скорость отрыва, должна быть выражена в м/сек.

Длина разбега при взлете против ветра (средней силы, например, 10 м/сек) получается много меньше, чем по ветру (рис. 137). Чтобы убедиться в этом, учащемуся рекомендуется самостоятельно вычислить длину разбега самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 при взлете против ветра и по ветру при данных, указанных в предыдущих задачах, и затем сравнить результаты.

Длина других этапов взлетной дистанции при взлете против ветра тоже уменьшается, а по ветру—увеличивается, так как в первом случае ветер уменьшает путевую скорость самолета, а во втором—увеличивает.

Из сказанного выше ясно, что при взлете против ветра самолет в начале разбега будет более управляем, чем при безветрии (поскольку при взлете против ветра самолет уже в самом начале разбега обдувается встречным потоком).

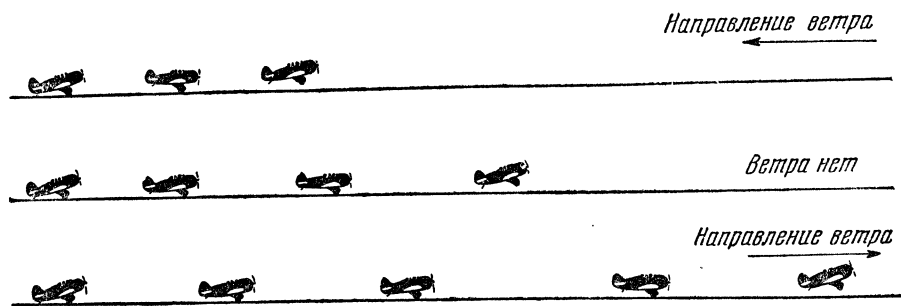


Рис. 137. Примерная длина разбега тихоходного самолета против ветра, при безветрии и по ветру (при средней скорости ветра)

При взлете по ветру, наоборот, в начале разбега самолет плохо слушается рулей и элеронов, так как обдувание встречным потоком начинается, как было показано, лишь спустя некоторое время после начала разбега; кроме того, попутный ветер ослабляет эффект обдувки рулей струей от винта до тех пор, пока скорость движения самолета достаточно не возрастет. Это обстоятельство и, главное, удлинение разбега и увели-

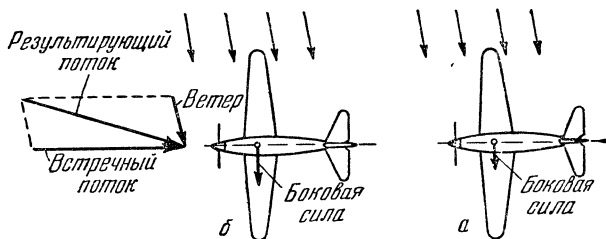


Рис. 138. Влияние бокового ветра на самолет при стоянке (а) и при разбеге (б). Возникновение боковой силы

чение скорости отрыва относительно земли делают взлет по ветру практически мало пригодным, а иногда даже опасным. Поэтому лучше избегать взлета по ветру, если он сильный.

Несколько чаще приходится взлетать при боковом ветре.

Взлет с боковым ветром. При боковом ветре самолет еще на старте испытывает некоторое боковое давление (рис. 138, а). Во время разбега скорость ветра, складываясь со скоростью движения, дает результирующий поток, который имеет большую скорость и направлен под углом к плоскости симметрии самолета (рис. 138, б). Естественно, что от увеличения скорости потока боковая сила возрастет. В результате бокового

давления получается снос, которому мешает трение колес о землю, постепенно уменьшающееся к концу разбега.

Косое обдувание самолета, наличие боковой силы и бокового давления на колеса создают следующие особенности в управлении самолетом при взлете с боковым ветром.

На самолет действует кренящий момент от крыла $M_{кр}$ (рис. 139), поскольку движение происходит со скольжением (косое обдувание). Пока скольжение существует, этот момент приходится уравнивать элеронами (рис. 139 и 140), т. е. даем ручку управления в сторону, откуда дует ветер. Тем самым мы не допустим крена и сохраним ровную нагрузку на оба колеса. В начале разбега, когда скорость еще мала и дей-

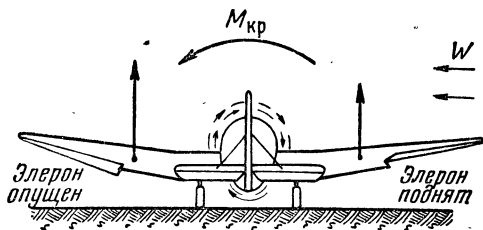


Рис. 139. Уравнивание элеронами кренящего момента от действия бокового ветра (дующего справа)

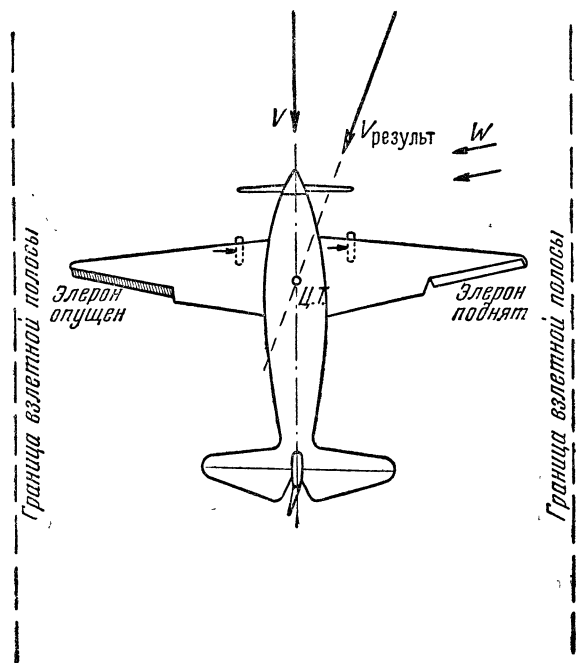


Рис. 140. Уравнивание элеронами и рулем направления кренящего и заворачивающего моментов при взлете с боковым ветром

ствие элеронов мало эффективно, давать ручку управления в сторону, откуда дует ветер, надо несколько больше, а по мере нарастания скорости и усиления действия элеронов постепенно убирать ее к нейтральному положению.

Основной особенностью взлета с боковым ветром являются заворачивающие моменты от вертикального оперения и всего самолета.

Вертикальное оперение под действием боковой силы дает момент, стремящийся развернуть самолет *против ветра*, т. е. устранить скольжение (рис. 140). Передние колеса, препятствуя сносу, тем самым дают момент, стремящийся развернуть самолет тоже *против ветра*. Вследствие же указанного выше от-

клонения элеронов создается момент, стремящийся развернуть самолет *по ветру* (так как опущенный с подветренной стороны элерон тормозит движение); этот момент частично уравнивает два предыдущих, но для полного уравнивания их (чтобы самолет сохранил направление

и не сошел с дорожки) обычно приходится отклонять руль направления в сторону, куда дует ветер, т. е. нажимать на педаль, противоположную отклонению ручки управления (рис. 140). Не следует нажимать на педаль преждевременно, но при малейшем заворачивании самолета (против ветра) надо нажимать на педаль без промедления.

После отрыва самолета от земли опять даем ручку управления в сторону, откуда дует ветер, т. е. немного накреним самолет, одновременно удерживая его от разворота нажатием на педаль в сторону, обратную развороту. Крен должен быть только таким, чтобы погашать снос, — не больше, иначе самолет может зацепиться о землю крылом. Крен надо сохранять как на всем этапе выдерживания, так и на этапе подъема.

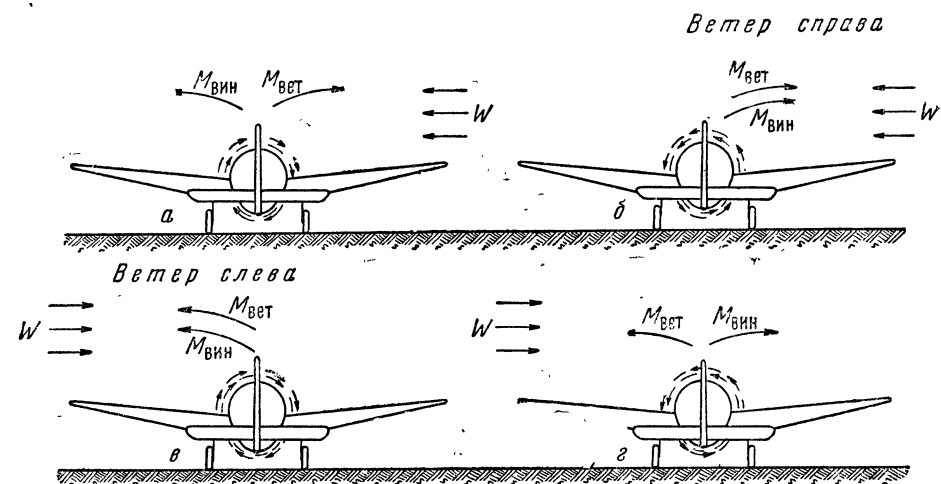


Рис. 141. Разбег с боковым ветром самолета с винтом правого вращения (а, б) и с винтом левого вращения (в, г)

В заключение обращаем внимание еще на одно обстоятельство, которое надо учитывать при взлете с боковым ветром.

Рассматривая заворачивающий момент при разбеге, возникающий от действия бокового ветра, мы не оговаривали, каким винтом снабжен самолет — правого или левого вращения. А это не безразлично, поскольку работа винта, как было показано в § 55, вызывает при разбеге тоже заворачивающий момент, направление которого зависит от направления вращения винта. Следовательно, этот момент будет либо усиливать, либо ослаблять заворачивающий момент от действия бокового ветра.

Пусть при взлете с боковым ветром ветер дует *справа* и на самолете установлен винт правого вращения (рис. 141, а); тогда возникающий на разбеге заворачивающий момент от действия бокового ветра ($M_{\text{вет}}$) и заворачивающий момент от действия винта ($M_{\text{вин}}$) будут иметь противоположное направление и, следовательно, частично или полностью уравновесятся. Очевидно, взлет будет нетруден. Если же самолет снабжен винтом левого вращения, то при ветре справа указанные моменты будут иметь одинаковое направление (рис. 141, б) и поэтому у самолета будет

очень сильное стремление развернуться против ветра. Очевидно, взлет будет затруднен.

При боковом ветре, дующем слева, картина получится обратная (рис. 141, в и г).

Таким образом, выгодны только такие комбинации: винт правого вращения — ветер справа; винт левого вращения — ветер слева.

§ 58. ПОСАДКА САМОЛЕТА (общее понятие). ЭТАПЫ ПОСАДКИ

Посадка самолета есть замедленное прямолинейное движение со снижением и погашением скорости, необходимыми для нормального приземления на аэродроме.

Перед посадкой самолет совершает спуск с работающим на малом газе мотором, реже — с выключенным мотором. В процессе спуска, после

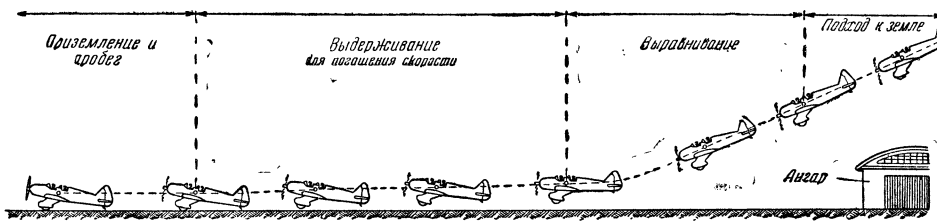


Рис. 142. Посадка самолета. Этапы посадки

«расчета на посадку», самолет выводится летчиком на прямолинейную траекторию, направленную к намеченной точке посадки. Ближе от земли летчик выравнивает машину, изменяя наклон траектории так, чтобы у самой земли она стала параллельной земле. Так как после выравнивания скорость обычно еще слишком велика для приземления, то летчик старается предварительно как можно больше погасить скорость, выдерживая для этого машину в полете почти параллельно земле. Когда скорость уменьшится приблизительно до минимальной, самолет после небольшого парашютирования (которого может и не быть) касается земли, после чего некоторое время бежит по земле до полной остановки.

Следовательно, после того, как самолет вышел на последнюю прямую посадка может быть разбита на следующие этапы: 1) подход к земле; 2) выравнивание; 3) выдерживание для погашения скорости с парашютированием (которого может и не быть); 4) приземление и пробег (рис. 142).

§ 59. РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ. ПОДХОД К ЗЕМЛЕ. ОШИБКИ В РАСЧЕТЕ ДАЛЬНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ

Расчетом на посадку называют маневр (по вертикали и горизонтали) для приземления самолета на заданное или намеченное самим летчиком место.

Различаются следующие основные виды расчета: 1) с прямой, 2) с разворотом на 90° , 3) с разворотом на 180° . Все виды расчета заключаются в задресселировании мотора и переходе на планирование в такой момент

в зависимости от силы и направления ветра), чтобы в результате последующего снижения приземлиться на заданное место.

При расчете с прямой летчик «подходит» к аэродрому (к посадочной полосе) против ветра и «с ходу» идет на посадку, т. е. выводит машину

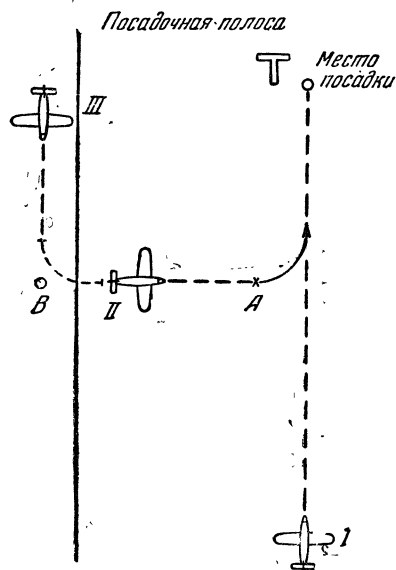


Рис. 143. Схема расчета на посадку

на прямую, направленную на место посадки, находящееся вблизи посадочного «Т» (рис. 143, I). Если высота значительная, то расчет, естественно, затруднителен, т. е. может оказаться, что самолет не дотянет до места посадки или, наоборот, перетянет его.

Расчет с разворотом на 90° много проще. В этом случае летчик идет перпендикулярно направлению посадки (рис. 143, II), имея место посадки с наветренной стороны. Над некоторой точкой А — на высоте примерно 100 м (не ниже) — он делает разворот и выводит машину на прямую. Если, направляясь на точку А, летчик видит, что у него уже мало высоты, то он может сократить путь, срезав его, т. е. повернув несколько в сторону аэродрома. Если же, наоборот, высота покажется ему еще слишком большой, он может «отвернуть» немного в сторону от аэродрома (на нашей схеме — вправо). Следовательно, при этом способе летчик может легче вносить коррективы в свой расчет.

Расчет с разворотом на 180° состоит из двух разворотов на 90° в точках В и А (рис. 143, III). Если траектория планирования в направлении на точку В проходит над посадочной полосой, то оба разворота сливаются в один разворот на 180° . Применяя этот способ, следует иметь в виду,

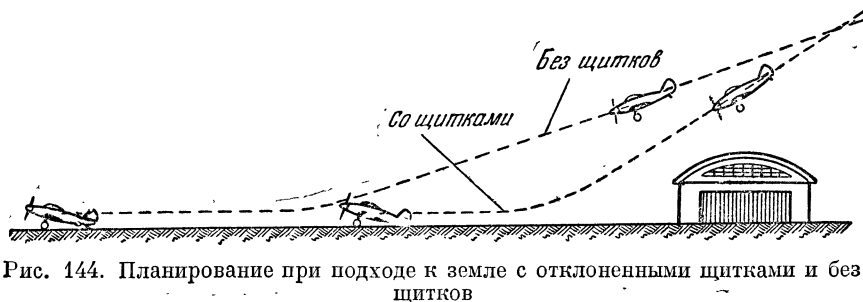


Рис. 144. Планирование при подходе к земле с отклоненными щитками и без щитков

что участок до точки В самолет летит по ветру, поэтому пролетает его быстро (особенно, если ветер сильный) и значит теряет мало высоты.

Подход к земле. После выхода на прямую самолет планирует к месту посадки и должен пройти над возможными препятствиями на границе аэродрома на безопасной высоте. Из рис. 144 нетрудно видеть, что чем

выше препятствие и чем меньше угол планирования, тем дальше от препятствия самолет подойдет к земле. Это затрудняет расчет места посадки. Угол планирования можно, конечно, увеличить рулем высоты, т. е. планировать круче, но это не дает выгоды, так как с увеличением угла планирования сильно возрастает скорость—самолет разгоняется и последующие этапы удлиняются.

С целью увеличения угла планирования без увеличения скорости применяют щитки-закрылки. Напомним, что при значительном отклонении щитков одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы c_y еще больше увеличивается коэффициент лобового сопротивления

в результате чего качество самолета $K = \frac{c_y}{c_x}$ уменьшается, что ведет к увеличению угла планирования. Увеличение угла планирования не сопровождается увеличением скорости. Это упрощает расчет посадки и, кроме того, позволяет пользоваться аэродромом меньшей величины.

Выпуская щитки, мы ухудшаем качество самолета и увеличиваем угол планирования, т. е. уменьшаем дальность планирования. Поэтому при вынужденной посадке, когда дальность планирования часто играет решающую роль для выбора места посадки, планировать следует с щитков почти до границы выбранной площадки и только тогда выпускать щитки.

Ошибки в расчете дальности планирования. Итак, перед посадкой после последнего разворота, т. е. с небольшой высоты (примерно 100–200 м), применяется планирование по прямой. В случае вынужденной посадки иногда приходится планировать по прямой и с большой высоты, если намеченная летчиком площадка для посадки находится далеко в стороне и надо дотянуть до нее. В том и другом случае следует учитывать влияние ветра на дальность планирования.

Курсанты, идя на посадку, часто делают ошибки в расчете при планировании по прямой (или не дотягивают или перетягивают). Эти ошибки являются результатом того, что летчик, не учитывая скорости ветра, пользуется ориентиром, который при ветре требует больших поправок, а именно, «нацеливанием» на место посадки (верхним краем капота). И при безветрии этот ориентир является точным только в том случае, когда угол атаки равен углу установки крыла, т. е. когда ось самолета направлена по траектории полета (рис. 145, а). При пологом планировании угол атаки обычно больше угла установки и поэтому самолет неминуемо задран относительно траектории полета (рис. 145, б). Нетрудно видеть, что в этом случае даже при безветрии летчик не дотянет до того места, на которое он нацелился. При наличии ветра ошибка, очевидно, будет еще больше (см. рис. 69).

Пользуясь указанным ориентиром, начинающие летчики нередко допускают другую, более серьезную ошибку, которая на малой высоте может повести к серьезной аварии. Видя, что он не дотянет до намеченного места, летчик, снижаясь, упорно продолжает на это место целиться, для чего невольно задирает самолет (рис. 146), т. е. увеличивает угол атаки. В результате скорость падает, самолет переходит в область вторых режимов, затем на критическом угле атаки начинает парашютировать, и если летчик своевременно не уменьшит угол атаки (не даст немного ручку от себя), то машина теряет скорость и валится на крыло.

Из сказанного не следует делать вывода, что пользоваться указанным ориентиром нельзя. Пользоваться им можно, но надо учитывать наклон самолета к траектории планирования и скорость ветра. При этом надо помнить о скорости планирования (следить за показанием при-

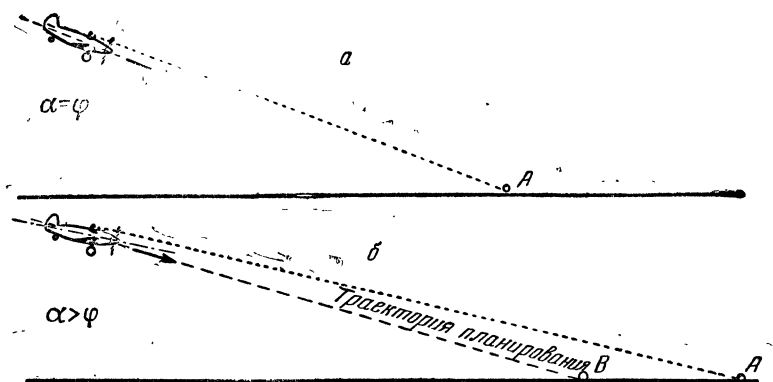


Рис. 145. Нацеливание на место посадки — не всегда точный ориентир даже при безветрии

бора) и ни в коем случае не уменьшать ее ниже заданной. На малой высоте (при заходе на посадку) для страховки себя от возможной ошибки следует держать скорость немного больше наивыгоднейшей (чтобы иметь достаточный запас скорости).

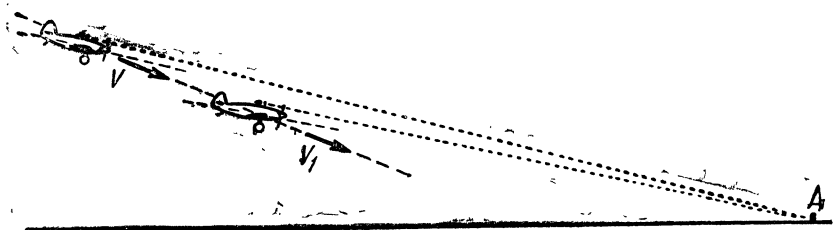


Рис. 146. Ошибка летчика — задираание самолета при нацеливании на место посадки

При сильном порывистом ветре, нарушающем равновесие самолета, полезно иметь еще больший запас скорости.

§ 60. ВЫРАВНИВАНИЕ САМОЛЕТА.

ВЫДЕРЖИВАНИЕ НАД ЗЕМЛЕЙ ДЛЯ ПОГАШЕНИЯ СКОРОСТИ, ПРИЗЕМЛЕНИЕ И ПРОБЕГ

Выравнивание есть криволинейное движение, имеющее целью погасить вертикальную скорость V_v (рис. 147, I), иначе самолет ударится о землю. Для этой цели при приближении самолета к земле увеличиваем угол атаки (берем ручку управления на себя), вследствие чего полная аэродинамическая сила R становится больше силы веса G (при установив-

цемеся планировании эти силы, как известно, равны). Таким образом при выравнивании $Y > G_1$ и $Q > G_2$ (рис. 147, II). Под действием центростремительной силы $Y - G_1$ создается центростремительное ускорение направленное вверх, которое и искривляет траекторию, пока последняя не станет горизонтальной и вертикальная скорость V_y не станет равна нулю. В то же время сила $Q - G_2$ тормозит движение, уменьшая скорость самолета, которая при выравнивании, следовательно, падает. Поэтому перед началом выравнивания надо иметь некоторый запас скорости. В справедливости этого очень важного для практики вывода нетрудно убедиться.

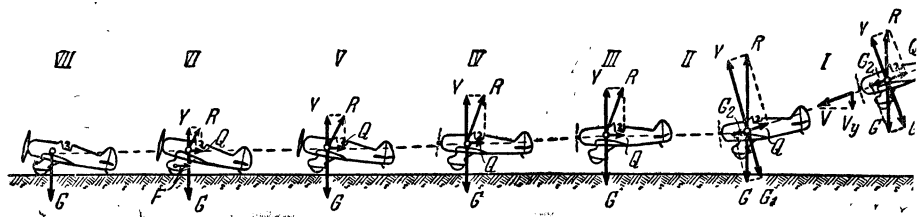


Рис. 147. Силы, действующие на самолет при посадке

Предположим, что перед выравниванием всякий запас скорости отсутствует, т. е. самолет, подходя к земле, планирует почти на минимальной скорости, иначе говоря, почти на критическом угле атаки. В таком случае еще большее увеличение угла атаки в момент выравнивания очевидно, не даст желаемого увеличения подъемной силы, поэтому и центростремительного ускорения не получится, а следовательно, вертикальная скорость V_y не будет погашена и самолет ударится о землю—почти так называемый «плюх». Это не случится только в том случае, если летчик выравнивает машину у самой земли, но это тоже сопряжено с риском удара о землю.

Однако и очень большой запас скорости также нежелателен. В этом случае, если мы немного запоздаем с выравниванием, центростремительное ускорение может оказаться недостаточным для быстрого погашения вертикальной скорости V_y , и самолет ударится о землю, не успев закончить выравнивание.

Перед выравниванием надо иметь скорость не меньше экономической, но и не больше наиболее выгодной. При этом условии начинать выравнивание тихогодного самолета можно на высоте 5—7 м (быстрого—на большей высоте) и постепенно закончить выравнивание на высоте около 1 м (рис. 147, III).

Выдерживание над землей для погашения скорости, приземление и пробег. Задача летчика при посадке состоит в том, чтобы приземл самолет без толчка на возможно меньшей скорости. Так как после выравнивания скорость самолета еще достаточно велика, то мы выдерживаем почти в горизонтальном полете, стараясь как можно дольше не дать коснуться земли (рис. 147, IV). Установившийся горизонтальный полет возможен лишь при наличии тяги, равной лобовому сопротивлению. Здесь тяга отсутствует, и поэтому естественно, что лобовое сопротивление противодействует движению, тормозит его, уменьшая скорость, вс

ствие чего, если не принять мер, падала бы и подъемная сила. Но этого допустить нельзя, поскольку для горизонтального полета необходимо, чтобы подъемная сила все время оставалась равной весу самолета. Для достижения этого постепенно (по мере уменьшения скорости) плавным движением ручки управления на себя увеличиваем угол атаки, возможно дольше поддерживая равенство $Y = G$. Когда угол атаки дойдет до стояночного, прекращаем увеличение, вследствие чего самолет парашютирует (рис. 147, V) и опускается на землю, коснувшись ее без толчка одновременно колесами и костью (рис. 147, VI). Такова правильная посадка (самолета с двухколесным шасси), называемая посадкой на три точки. Если перед выравниванием запас скорости был велик, то выдерживание самолета в горизонтальном полете будет довольно длительным.

Когда подъемная сила становится меньше веса, самолет под действием силы $G - Y$ опускается на землю; это движение самолета и называют парашютированием. Если выдерживание самолета происходило на очень малой высоте (например, 0,3 м) с постепенным подходом к земле, то парашютирование незаметно, и самолет касается земли почти без толчка. При парашютировании со значительной высоты получается толчок тем более сильный, чем больше высота, с которой самолет парашютирует.

Допускать парашютирование с большой высоты нельзя, так как возможна поломка шасси.

Коснувшись земли, самолет некоторое время бежит по ней, постепенно уменьшая скорость (рис. 147, VII). Вследствие уменьшения скорости подъемная сила быстро падает, нагрузка на колеса возрастает, сила трения тормозит все сильнее, и самолет останавливается.

С целью уменьшения длины пробега применяют тормозные колеса.

§ 61. ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ.

СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ПОСАДОЧНОЙ СКОРОСТИ.

ДЛИНА ПРОБЕГА

Посадочной называется наименьшая скорость самолета в момент касания земли (при правильной посадке). Выровняв машину, летчик выдерживает ее по горизонтали, увеличивая угол атаки с таким расчетом, чтобы, несмотря на уменьшение скорости, подъемная сила оставалась приблизительно равной весу. Когда самолет примет положение, соответствующее стоянке на земле, летчик прекращает увеличение угла атаки и ожидает, пока самолет, парашютируя, коснется земли одновременно колесами и костью. Такая посадка, как сказано, называется посадкой на три точки. А так как в положении стоянки на трех точках самолет имеет стояночный угол атаки, близкий к критическому (см. рис. 130 и 131), то в конце выдерживания самолет имеет скорость, которая определяется величиной коэффициента $c_{y_{ст}}$. Эта скорость немного больше минимальной скорости (которая определяется, напомним, величиной $c_{y_{макс}}$). Во время парашютирования поступательная скорость самолета еще несколько уменьшается и поэтому скорость в момент приземления, т. е. посадочная скорость, будет уже немного меньше минимальной. Обычно считают,

что посадочная скорость в среднем на 6% меньше минимальной, т. е.

$$V_{\text{пос}} = 0,94 V_{\text{мин}}$$

или

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{\text{макс}}}}} \text{ (м/сек)}.$$

Пример. Минимальная скорость истребителя равна 200 км/час. Определить его посадочную скорость.

Находим:

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \cdot 200 \approx 188 \text{ км/час}.$$

У многих самолетов стояночный угол лишь на 2—3° меньше критического угла атаки. Однако у некоторых самолетов стояночный угол значительно меньше критического (например, у самолета По-2) и поэтому посадочная скорость получается больше минимальной или равна ей. В таких случаях для определения посадочной скорости исходят из величины $c_{y_{\text{ст}}}$, причем считают, что посадочная скорость на 6% меньше той скорости, которая получается при $c_{y_{\text{ст}}}$. Следовательно, в таких случаях

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_{y_{\text{ст}}}}} \text{ (м/сек)}.$$

Задача 40. Определить посадочную скорость самолета По-2 при весе $G = 890$ кг.

Решение. У самолета По-2 стояночный угол атаки $\alpha_{\text{ст}} = 14^\circ$, при котором коэффициент подъемной силы $c_{y_{\text{ст}}} = 1,116$.

Находим скорость при $\alpha_{\text{ст}}$:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 890}{1,116 \cdot 0,125 \cdot 33,45}} \approx 19,5 \text{ м/сек} \approx 70 \text{ км/час}.$$

Находим посадочную скорость:

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \cdot 70 \approx 65 \text{ км/час}.$$

Самолет По-2 «у земли» при указанном весе имеет минимальную скорость $V_{\text{мин}} = 65$ км/час. Значит у самолета По-2 посадочная скорость равна минимальной.

Проф. В. С. Пышнов, подставив в формулу для посадочной скорости некоторое среднее значение коэффициента $c_{y_{\text{ст}}}$ и стандартное значение плотности воздуха ρ на нулевой высоте, получил для посадочной скорости упрощенную приближенную формулу:

$$V_{\text{пос}} = 12 \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ (км/час)}.$$

Пользуясь этой формулой, решим две задачи.

Задача 41. Определить посадочную скорость самолета Як-18 без пользования щитками (на нулевой высоте) при весе $G = 1050$ кг.

Ответ: $V_{\text{пос}} \approx 95$ км/час.

Задача 42. Определить посадочную скорость самолета УТ-2 (на нулевой высоте) при весе $G = 938$ кг.

О т в е т: $V_{\text{пос}} \approx 90$ км/час.

Для облегчения посадки и для возможности пользования малыми посадочными площадками весьма желательно было бы всегда иметь небольшую посадочную скорость, но это часто оказывается неосуществимым, так как желание увеличить быстроходность самолетов заставляет увеличивать нагрузку на квадратный метр $\frac{G}{S}$, увеличение же нагрузки, как показывает формула скорости, неизбежно ведет к увеличению посадочной скорости.

Поэтому у большинства современных самолетов посадочная скорость обычно больше 100 км/час, а у истребителей—150 км/час и даже больше.

Способы уменьшения посадочной скорости. Кроме нагрузки на квадратный метр, посадочная скорость зависит еще, как показывает первая формула, от $c_{y_{\text{макс}}}$, а именно, уменьшается с увеличением $c_{y_{\text{макс}}}$. Поэтому для уменьшения посадочной скорости часто идут по пути увеличения $c_{y_{\text{макс}}}$ при помощи специальных устройств. Из таких устройств особенно распространены щитки и закрылки и реже предкрылки (см. ч. 1, § 46).

Напомним, что при отклонении щитков коэффициент подъемной силы c_y растет, значит возрастет и $c_{y_{\text{макс}}}$. Если считать, что у простого крыла $c_{y_{\text{макс}}} \approx 1,4$, то при отклоненных щитках $c_{y_{\text{макс}}} \approx 1,9$. Это дает снижение посадочной скорости примерно на 15%.

Посадочную скорость с отклоненными щитками можно определить по следующей приближенной формуле:

$$V_{\text{пос}} = 10 \sqrt{\frac{G}{S}} \text{ (км/час)}.$$

Задача 43. Определить посадочную скорость самолета Як-18 с отклоненными щитками (на нулевой высоте) при весе $G = 1\ 050$ кг.

О т в е т: $V_{\text{пос}} \approx 80$ км/час.

Длина пробега. Расчет длины пробега после посадки тот же, что и расчет длины разбега при взлете, с той лишь разницей, что при пробеге ускорение отрицательное. Так как ускорение непостоянно, то точный расчет сложен. Приближенный расчет длины пробега аналогичен такому же расчету разбега и основан на применении формул равномерно-замедленного движения с постоянным средним ускорением. Таким образом, для приближенного расчета длины пробега (при безветрии) имеем формулу:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}} \text{ (м)},$$

где $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость в м/сек.

Установлено, что среднее ускорение на пробеге составляет примерно 1 м/сек² без пользования колесными тормозами и 1,5 м/сек² — при пользо-

вании тормозами. Следовательно, без пользования тормозами

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2},$$

при пользовании тормозами

$$L'_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{3}.$$

Задача 44. Определить длину пробега самолета Як-18 (на нулевой высоте) при весе $G = 1050$ кг со щитками 1) без пользования колесными тормозами и 2) с использованием тормозами.

О т в е т: $L_{\text{проб}} \approx 250$ м; $L'_{\text{проб}} \approx 165$ м.

При посадке против ветра длина пробега значительно уменьшается. Ее можно подсчитать по той же формуле, что и без ветра, взяв в числителе вместо посадочной скорости разность между посадочной скоростью и скоростью ветра (в м/сек):

$$L_{\text{проб}} = \frac{(V_{\text{пос}}^{\text{в}} - W)^2}{2} \text{ (м)}.$$

Задача 45. Определить длину пробега самолета УТ-2 при $G = 938$ кг при безветрии, и против ветра, скорость которого $W = 10$ м/сек (напомним, что самолет УТ-2 не имеет щитков и колесных тормозов).

О т в е т: $L_{\text{проб}} = 312$ м и $L'_{\text{проб}} \approx 112$ м.

В заключение заметим, что длина пробега *различных* самолетов зависит от величины посадочной скорости, веса самолета, его лобового сопротивления и от величины силы трения колес и костыля (или хвостового колеса).

§ 62. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ И ВИДЫ ПОСАДОК

Задача летчика при посадке заключается в том, чтобы, выровняв самолет, довести его до минимальной скорости к тому моменту, когда траектория движения плавно подойдет к земле. В таком случае и полу-

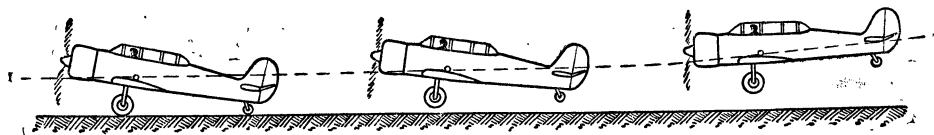


Рис. 148. Правильная посадка (на три точки)

чается правильная посадка на три точки (рис. 148). Правильная посадка требует хорошего глазомера и прочного навыка, приобретаемого тренировкой.

Посадку считают одним из самых трудных элементов полета. Объясняется это вовсе не сложностью техники выполнения посадки (техника выполнения, скажем, виража много сложнее), а скорее чисто психологическими причинами.

Во-первых, на выполнение посадки летчик располагает ничтожным временем (несколько секунд), поэтому он не должен допустить грубой ошибки, так как может нехватить времени на ее исправление. Следовательно, всякое движение органами управления, в особенности рулем высоты, должно быть решительным, но и в то же время размеренно-точным.

Во-вторых, близость земли обычно дает ощущение опасности, если не для жизни пилота, то для целостности машины, что не может не сказываться на психологическом состоянии начинающего летчика.

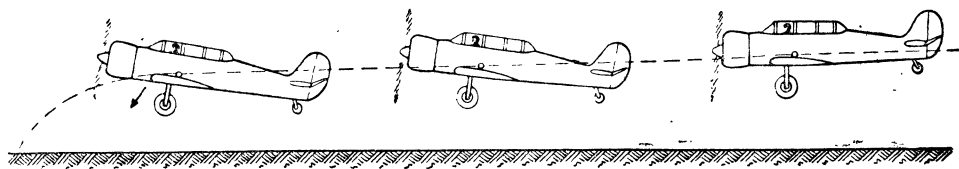


Рис. 149. Посадка с большим парашютированием

Эти два характерных фактора — кратковременность элемента посадки и легкая возможность аварии — и создают у молодого летчика то напряженное состояние, которое задает тон всему выполнению посадки.

Во время посадки даже маленькая доля секунды не должна быть потеряна или затрачена не так, как следует. Поэтому с самого начала надо приучаться к тому, чтобы сразу делать правильные и точные дви-

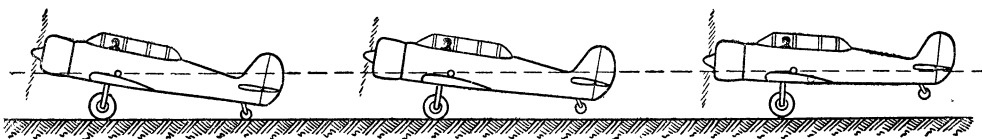


Рис. 150. Посадка на колеса

жения рулем высоты, а не пытаться поправлять их несколько раз (то на себя, то от себя). Иначе приобретается скверный навык разбалтывать машину.

Нередко начинающий летчик допускает ошибки, ведущие к неправильному выполнению посадки.

Если летчик выровнял машину и довел скорость до минимальной на значительной высоте, когда траектория полета еще не подошла к земле и колеса находятся на большом расстоянии от нее (рис. 149), получается посадка с очень заметным парашютированием, или, как ее называют иногда, посадка с «плюхом». Если высота парашютирования не слишком велика, то шасси обычно выдерживает удар, при более же сильном «плюхе» шасси ломается. Следует также иметь в виду, что при парашютировании со значительной высоты самолет может свалиться на крыло.

Посадка с парашютированием применима в тех случаях, когда приходится садиться на местности, мало пригодной для нормальной посадки (например, на пашню) или совсем непригодной (на воду, болото, лес).

Если летчик выровнял машину слишком поздно и колеса уже коснулись земли, а скорость еще значительно больше посадочной, то получается посадка на две точки—так называемая посадка на колеса, или, как ее еще называют, посадка на скорость (рис. 150). Такая посадка проходит благополучно в том случае, если аэродром ровный и летчик достаточно опытный. Дело в том, что самолет коснувшись колесами земли (даже без толчка), стремится опустить хвост (поскольку Ц. Т. находится позади точек опоры колес); если летчик эт

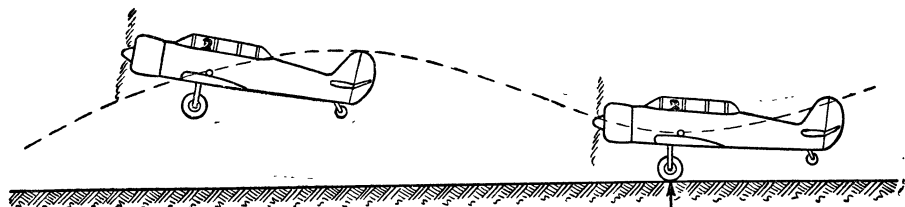


Рис. 151. «Козел» после неудачной посадки на колеса

допустит, то угол атаки увеличится, подъемная сила станет больше веса и самолет вновь отделится от земли. Чтобы не допустить этого, следует рулем высоты удерживать самолет от опускания хвоста до тех пор, пока скорость не упадет до посадочной. При посадке на колеса на неровном аэродроме возможны сильные толчки. Если от толчка шасси не сломается, то самолет сделает прыжок, т. е. произойдет так называемый «козел» с последующим парашютированием (рис. 151). Для того, чтобы после «козла» избежать потери скорости и поломки шасси, надо задержать ручку управления или даже чуть-чуть дать ее от себя, а с приближением самолета к земле—плавно выбрать ее на себя.

§ 63. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОСАДКУ. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Посадку, подобно взлету, как правило, совершают против ветра. Встречный ветер уменьшает путевую скорость самолета, следовательно, уменьшает его скорость относительно земли во время выдерживания и в момент приземления; уменьшается, естественно, и скорость движения при пробеге; в результате того и другого уменьшается и длина пробега. Кроме того, встречный ветер делает самолет более управляемым и устойчивым во время пробега, так как крылья и рули вплоть до полной остановки машины обдуваются встречным потоком. Все это облегчает летчику выполнение посадки.

Заметим здесь, что *при посадке против сильного ветра (10—15 м/сек. следует сажать машину на колеса*, так как посадка на три точки не всегда может пройти благополучно. Дело в том, что у земли ветер всегда порывист, и чем больше скорость ветра, тем сильнее порывы; в этих условиях рискованно подводить машину к земле на малой скорости, когда управляемость и устойчивость недостаточны. Посадка на колеса, т. е. на скорость (на малом угле атаки), гарантирует в этом случае благополучное приземление.

По этой же причине при посадке против очень сильного ветра (18—20 м/сек и выше) применяют посадку на колеса на газу, т. е. при подходе к земле сбавляют обороты мотора не полностью, а настолько, чтобы осталась небольшая тяга. Но как только машина коснется колесами земли, газ убирают.

Теперь о посадке по ветру.

Попутный ветер увеличивает путевую скорость; следовательно, скорость самолета относительно земли во время выдерживания и в момент приземления увеличивается. Сильно увеличивается и длина пробега. Устойчивость и управляемость самолета ухудшаются примерно к середине пробега, а к концу его, когда скорость самолета относительно земли

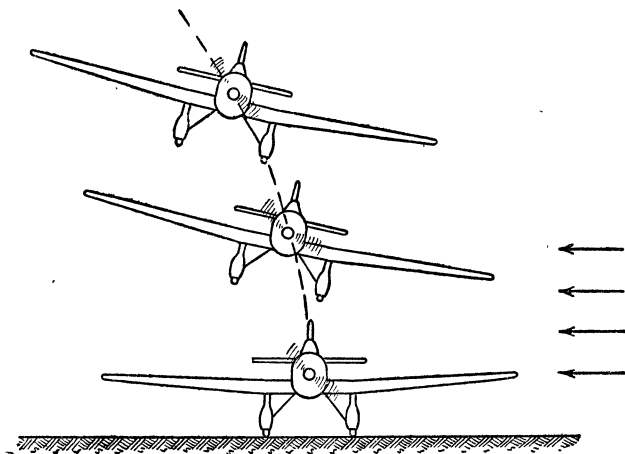


Рис. 152. Посадка с боковым ветром—уничтожение сноса скольжением

уменьшается до скорости ветра, самолет уже становится неуправляемым, так как в это время его скорость относительно воздуха равна нулю. Все это затрудняет выполнение посадки, делает ее рискованной, а при сильном ветре—и невозможной. Посадка по ветру допустима лишь в исключительных случаях, только при слабом ветре и на ровном аэродроме.

Посадка с боковым ветром. Значительно чаще, чем посадку по ветру, приходится осуществлять посадку с боковым ветром.

При боковом ветре самолет летит со сносом относительно земли. Поэтому, планируя по прямой (после последнего разворота) к намеченному месту посадки, надо устранить снос, так как в противном случае самолет за время планирования будет снесен в сторону от намеченного места посадки. Для этого на планировании создаем крен в сторону, откуда дует ветер (рис. 152), удерживая самолет от разворота рулем направления (нажатием на «обратную» педаль), т. е. осуществляем планирование со скольжением (см. § 48). Крен сохраняем при выравнивании и выдерживании самолета, достигая прямолинейности посадки рулем направления. К концу выдерживания ручку управления постепенно убираем к среднему положению так, чтобы к моменту приземления крен был убран.

По мере уменьшения крена постепенно ослабляем нажим на «обратную педаль».

В самом конце выдерживания у самолета вновь может появиться снос, а так как применять крен для его уничтожения уже поздно, то надо непосредственно перед моментом приземления (не раньше) плавным нажатием на педаль по сносу повернуть продольную ось самолета в направлении фактического движения и тем самым уничтожить боковую нагрузку на шасси.

Во время пробега самолет под действием бокового ветра стремится развернуться против ветра, поэтому надо увеличить нажим на педаль по сносу, одновременно давая ручку управления в сторону, откуда дует ветер (чтобы удержать самолет от накренения).

КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ (общие сведения)

§ 64. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ О КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ САМОЛЕТА

Для осуществления криволинейного движения необходима центростремительная сила. В предыдущей главе было показано, что при планировании, чтобы заставить самолет двигаться по кривой (выравнивая его для посадки), мы создаем центростремительную силу путем увеличения подъемной силы. То же самое возможно и в моторном полете.

Предположим, что летчик осуществляет горизонтальный полет на большой скорости, т. е. на некотором малом угле атаки (рис. 153, а). В горизонтальном полете подъемная сила равна весу. Помня это, предположим теперь, что летчик, не уменьшая газа, быстро увеличил угол атаки, взяв ручку управления на себя. Вследствие увеличения угла атаки коэффициент подъемной силы c_y увеличится, а так как скорость V сразу не изменится, то пропорционально увеличению коэффициента c_y увеличится и подъемная сила Y , став больше силы веса (рис. 153, б). Тогда под действием разности сил $Y - G$ траектория полета начнет искривляться, т. е. разность $Y - G$ и сыграет вначале роль центростремительной силы. При движении самолета по криволинейной траектории направление скорости будет все время изменяться (рис. 153, в), а так как подъемная сила всегда перпендикулярна направлению скорости, то роль центростремительной силы будет выполнять, как видим, сила $Y - G_1$.

Если летчик мало увеличит угол атаки, то центростремительная сила получится небольшой, а траектория полета искривится мало, после чего силы придут к равновесию, т. е. дело ограничится тем, что самолет от горизонтального полета перейдет к подъему, если, конечно, для этого имеется необходимая мощность. Если же летчик много увеличит угол атаки, то центростремительная сила получится большой, и траектория полета очень сильно искривится вверх в вертикальной плоскости.

Мы рассмотрели создание центростремительной силы путем увеличения подъемной силы. Аналогичная картина получится и при уменьшении подъемной силы (если летчик уменьшит угол атаки или газ) — с той лишь разницей, что в этом случае (рис. 154) центростремительной силой

будет разность сил $G - Y$ или $G_1 - Y$, в результате чего траектория и вится вниз. Это имеет место, например, при переходе из горизонтал полета в планирование или пикирование.

Таким образом, путем увеличения или уменьшения подъемной летчик всегда может создать центростремительную силу, необходим для искривления траектории полета в вертикальной плоскости. Эти

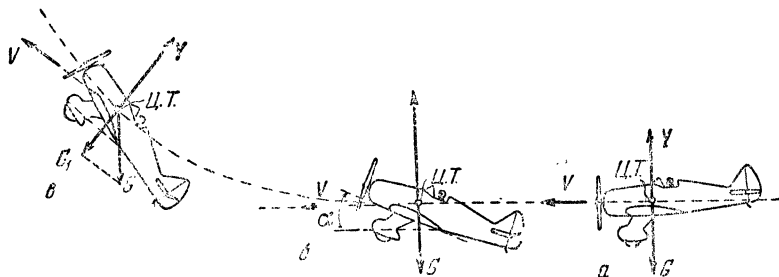


Рис. 153. Создание центростремительной силы в плоскости симметрии самолета путем увеличения угла атаки

путем, как вы увидите дальше, летчик может создать центростремительную силу и для искривления траектории полета в горизонтальной плоскости и в любой другой плоскости. В некоторых случаях центростремительной силой может служить также боковая сила, возникающая скольжении.

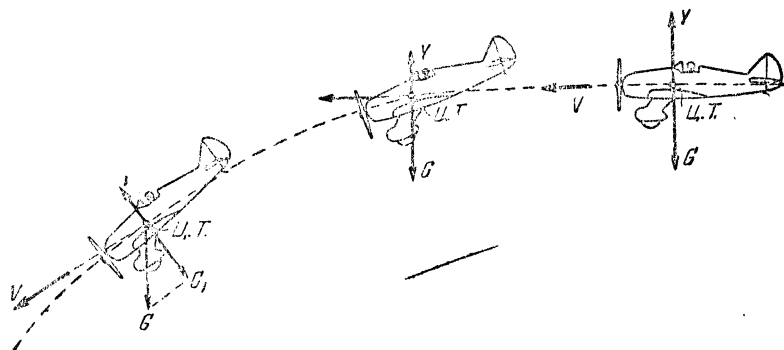


Рис. 154. Создание центростремительной силы путем уменьшения угла атаки

Для фигурных полетов, кроме центростремительной, нужны и ряющие силы. Фигурным полетом называют криволинейный полет по сложной траектории, обычно связанный с разгоном сам и торможением или с вращением самолета (вокруг оси, совпада с направлением движения) или с тем и другим вместе.

Для разгона нужна ускоряющая сила, т. е. сила, способная дать ускорение, а для торможения — замедляющая сила, способная дать отрицательное ускорение (замедление). Для вращения сам нужна пара сил.

Обращаясь к основным силам, действующим на самолет в полете, нетрудно сообразить, что ускоряющей силой может служить либо разность тяги и лобового сопротивления, либо сила веса или ее составляющая, когда траектория движения направлена вниз. Замедляющей силой может служить сила лобового сопротивления, когда она больше силы тяги, или же сила веса, когда траектория движения направлена вверх. Для вращения самолета может служить подъемная сила в случае перемещения ее из плоскости симметрии в сторону того или другого крыла, т. е. разность подъемных сил полукрыльев.

§ 65. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ В КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ.

ВЛИЯНИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО И РЕАКТИВНОГО МОМЕНТОВ ВИНТА

Совершая криволинейный полет, самолет движется по той или иной траектории, причем летчик, управляя самолетом, воздействует лишь на величину сил, а силы уже определяют траекторию и скорость. Для воздействия на силы летчик имеет в своем распоряжении органы управления — рули высоты и направления, элероны, а также управление мотором и винтом (при ВИШ). Действие органов управления остается таким же, как и в прямолинейном полете, но в целом управление самолетом имеет некоторые особенности, о которых и сказано ниже.

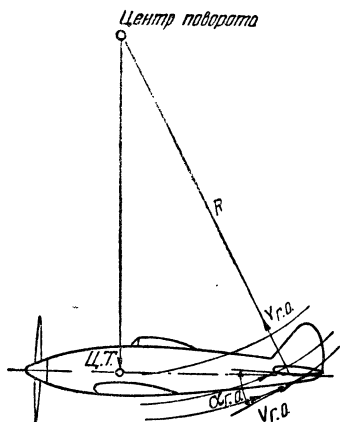


Рис. 155. Противодействие горизонтального оперения криволинейному полету

Рулем высоты летчик может изменять угол атаки, а тем самым и величину подъемной силы, которая чаще всего играет роль центростремительной силы. Следовательно, руль высоты служит для создания кривизны траектории в плоскости симметрии (рис. 153 и 154). Работа руля высоты в криволинейном полете будет несколько иной, чем в прямолинейном полете. В полете по кривой направление движения хвоста самолета отли-

чается от направления движения крыла, так как самолет, двигаясь по кривой, одновременно поворачивается вокруг поперечной оси, что приводит к увеличению угла атаки горизонтального оперения (рис. 155). В результате этого горизонтальное хвостовое оперение противодействует полету по кривой; чтобы устранить это явление, приходится больше брать ручку управления на себя.

Руль направления, как известно, управляет скольжением. В криволинейном полете летчик, создавая скольжение, может вызвать боковую силу, используя ее как центростремительную силу. В этом мы убедимся при рассмотрении виража. Что же касается работы руля направления в криволинейном полете, то и здесь возникает противодействие вращению. В этом нетрудно убедиться, рассматривая рис. 156. Для устранения

этого противодействия приходится отклонять руль направления во внутреннюю сторону кривой.

Фигурный полет, как сказано, часто включает в себя и вращение самолета (вокруг оси, совпадающей с направлением движения). Вращение самолета мы можем произвести: 1) элеронами, 2) рулем направления, вызывая скольжение, и 3) переводом самолета на режим авторотации.

Если отклонить элероны, то возникает кренящий момент. Угловое ускорение, приобретаемое самолетом под действием этого момента, обратно пропорционально моменту инерции относительно продольной оси. Под действием ускорения появится угловая скорость, постепенно возрастающая. Однако вследствие поперечного торможения крыльев угловая скорость быстро приобретает некоторую постоянную величину, т. е. вращение становится равномерным.

Если при помощи руля направления мы создаем скольжение, то получаем косое обтекание самолета, в результате чего создается момент, вращающий самолет вокруг продольной оси.

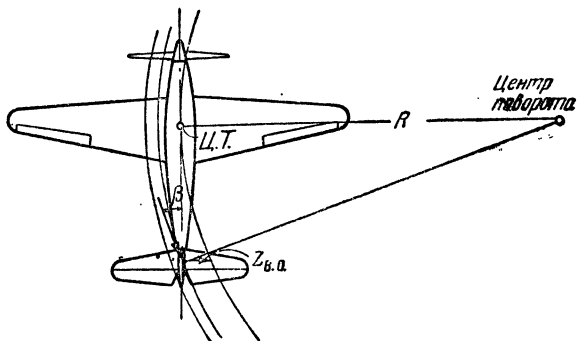


Рис. 156. Противодействие вертикального оперения криволинейному полету

Вращение самолета по третьему из указанных способов объясняется тем, что мы приводим самолет во вращение (например, элеронами) при критическом угле атаки (или больше критического), когда крыло не только не препятствует вращению, а, наоборот, само стремится перейти во вращение. Это и позволяет выполнять некоторые сложные фигуры.

Мы кратко выяснили, какие силы действуют на самолет в криволинейном полете и как летчик может ими управлять. В дальнейшем это поможет нам понять действие сил на той или иной фигуре и технику ее выполнения. Здесь же необходимо остановиться еще на двух факторах, влияющих на управление самолетом при фигурных полетах. Мы имеем в виду гироскопический и реактивный моменты винта.

Влияние гироскопического и реактивного моментов винта. О возникновении гироскопического момента при вращении ротора гироскопа было сказано в 1-й части книги (§ 21). Напомним лишь правило определения направления гироскопического момента.

Под действием силы S , приложенной к оси быстро вращающегося гироскопа (рис. 157, а) и направленной перпендикулярно к этой оси, ось гироскопа «уходит» в плоскости, перпендикулярной к направлению силы.

Направление перемещения точки A , в которой приложена сила S , найдем, если повернем направление силы S на 90° вокруг оси гироскопа в ту сторону, в которую вращается вокруг этой оси ротор гироскопа.

Быстро вращающийся винт самолета, имеющий весьма значительную массу, в сильной степени проявляет свойство гироскопа. Поэтому, если мы рулями поворачиваем самолет в какую-либо сторону (вверх,

вниз, вправо, влево) и тем самым изменяем положение оси вращения винта, то возникает гироскопический момент, стремящийся повернуть самолет в направлении, перпендикулярном осуществляемому повороту.

Покажем, как можно очень легко определить направление гироскопического момента, зависящее от направления вращения винта и от направления осуществляемого нами поворота.

На рис. 157,б изображен самолет с винтом правого вращения, т. е. с таким же направлением вращения, как и ротор гироскопа на рис. 157,а. Когда летчик берет ручку управления на себя, отклоняя руль высоты вверх, тогда на горизонтальное оперение начинает действовать аэродинамическая сила $Y_{г.о.}$, аналогичная силе S на рис. 157,а. Под действием момента силы $Y_{г.о.}$ самолет, поворачиваясь вокруг оси z , станет опускать хвост, т. е. поднимать нос (показано стрелкой в плоскости вращения винта).

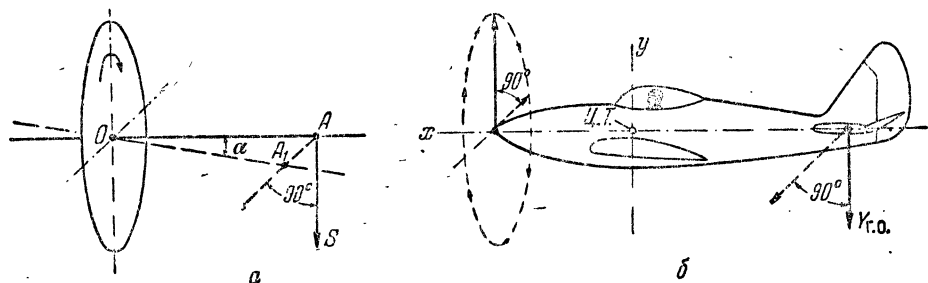


Рис. 157. Определение направления гироскопического момента винта

В результате этого ось винта, значит и самолета (поскольку винт связан с самолетом), будет стремиться «уйти» в направлении, перпендикулярном направлению силы $Y_{г.о.}$. Согласно приведенному выше правилу направление перемещения точки приложения силы $Y_{г.о.}$, т. е. хвоста самолета, мы найдем, если повернем направление силы $Y_{г.о.}$ на 90° вокруг оси винта в сторону его вращения; значит под влиянием гироскопического момента винта хвост самолета станет «уходить» влево, т. е. нос самолета станет поворачивать вправо (показано пунктирной стрелкой в плоскости вращения винта).

Глядя на две стрелки в плоскости вращения винта, можно сформулировать вторую часть выше приведенного правила применительно к самолету следующим образом.

Направление перемещения носа самолета от действия гироскопического момента винта найдем, если направление перемещения носа от действия рулей повернем на 90° вокруг оси винта в сторону его вращения (удобно представить перед собой циферблат с одной стрелкой, показывающей направление перемещения самолета от действия рулей; переведем стрелку на четверть окружности по вращению винта, найдем направление гироскопического перемещения).

Зная это правило, можно быстро определить все случаи гироскопического действия винта правого вращения (рис. 158) и винта левого вращения (рис. 159) на самолет в полете.

Эти стремления самолета мы должны парировать при помощи того или иного руля, отклоняя его в соответствующую сторону, т. е. создавая

момент, противоположный гироскопическому (например, в случае, изображенном на рис. 157,б, отклоняем руль направления влево).

О реактивном моменте винта уже известно из предыдущего (см. § 47). Напомним, что реактивный момент (реакция вращения) винта стремится кренить самолет в сторону, обратную вращению винта, и поэтому для уравнивания этого момента угол установки полукрыла, на которое

Самолет с винтом правого вращения

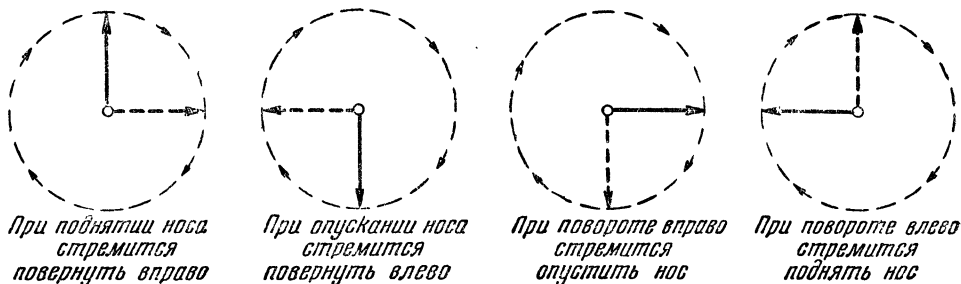


Рис. 158. Гироскопическое действие (на самолет) винта правого вращения

самолет кренится, делают немного больше, чем другого. Но дело в том, что это средство достаточно эффективно только при малых и средних углах атаки, при больших же углах атаки, близких к критическому, оно оказывается недостаточным. Причина этому та, что на больших углах атаки коэффициент подъемной силы c_y растет с увеличением угла медленнее,

Самолет с винтом левого вращения

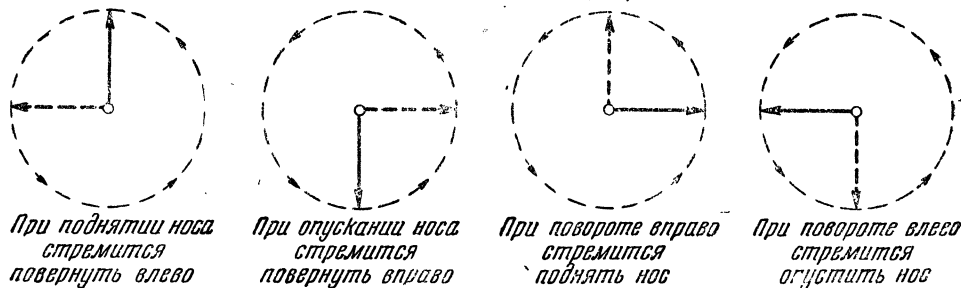


Рис. 159. Гироскопическое действие (на самолет) винта левого вращения

чем на малых и средних углах (см. поляры самолетов Як-18, УТ-2 и По-2), вследствие чего прирост подъемной силы у того полукрыла, у которого установочный угол чуть больше, получается незначительным, тем более (и это главное), что скорость полета на больших углах атаки невелика. Следовательно, в полете на большом угле атаки реактивный момент винта будет заметно кренить самолет (несмотря на неравенство установочных углов полукрыльев) в сторону, обратную вращению винта, и летчик должен будет уравнивать самолет элеронами или рулем направления. Это может иметь место, разумеется, и в прямолинейном полете, но

в прямолинейном полете самолет почти не летает на больших углах атаки, при фигурных же полетах это получается довольно часто.

Заметим здесь, что в полете на больших углах атаки (малых скоростях) и полных оборотах мотора летчику приходится дополнительно уравнивать рулем направления и момент от действия струи винта на вертикальное оперение. Объясняется это тем, что на малой скорости струя закручивается больше, поэтому больше получается и указанный момент, тогда как момент, обычно служащий для его уравнивания (например, от балансирующей пластинки), вследствие малой скорости получается, наоборот, меньше.

§ 66. ПЕРЕГРУЗКИ В КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ. ПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ ПРИБОР

Перегрузкой называется, вообще говоря, отношение действующей на самолет силы к его весу. В применении к самолету в полете нас интересуют аэродинамические перегрузки, действующие по нормали к траектории полета. Так, если мы увеличиваем угол атаки, уменьшая скорость, подъемная сила возрастает, становится больше веса, начиная играть роль центростремительной силы. В этом случае аэродинамическая перегрузка (обозначается буквой n) определяется отношением:

$$n = \frac{Y}{G}.$$

Таким образом, перегрузкой в полете называют отношение подъемной силы самолета к его весу.

Если, например, в горизонтальном полете подъемная сила равна весу, то перегрузка $n=1$, т. е. перегрузки как таковой нет, а есть только нормальная нагрузка. В криволинейном полете, когда подъемная сила становится больше веса, мы будем иметь перегрузку n больше единицы. Следовательно, термин «перегрузка» употребляется для того, чтобы показать, во сколько раз подъемная сила увеличилась по сравнению с подъемной силой горизонтального полета (когда $Y=G$).

Например, вес самолета $G=1\ 000$ кг, а подъемная сила $Y=1\ 500$ кг, тогда перегрузка $n = \frac{1\ 500}{1\ 000} = 1,5$; если же вес $G=1\ 000$ кг, а подъемная сила $Y=3\ 000$ кг, то перегрузка $n = \frac{3\ 000}{1\ 000} = 3$, и т. д.

Как действует на самолет перегрузка в полете?

Центростремительной силе всегда сопутствует равная ей и противоположная по направлению центробежная сила. Так, если привязать к бечевке камень и вращать его, то сила, которую мы прилагаем к камню, заставляя его двигаться по окружности, является центростремительной силой, сила же, с которой камень действует на нашу руку, является центробежной силой. Наша рука воспринимает эту силу как увеличение веса камня. И если включить между рукой и камнем пружинный безмен (пружинные весы), то при вращении камня пружина будет растягиваться, т. е. безмен будет показывать как бы увеличение веса камня.

При движении самолета по кривой центростремительной силой является подъемная сила, т. е. сила давления воздуха на крылья, центро-

бежной же силой будет сила давления крыльев на воздух¹. При этом как и в опыте с камнем, центробежная сила действует подобно силе тяжести. А так как по величине она всегда равна центростремительной силе то при увеличении последней возрастает во столько же раз. Таким образом, перегрузка будет восприниматься как кажущееся увеличение веса, т. е. совершенно так же, как пропорциональное увеличение веса всех частей самолета (как видно, термин «перегрузка» не случаен). Следовательно, большая перегрузка может быть опасной для прочности самолета.

При наличии перегрузки, большей единицы, летчику и пассажирам кажется, что они сами и все вещи на самолете стали тяжелее. Если, на-

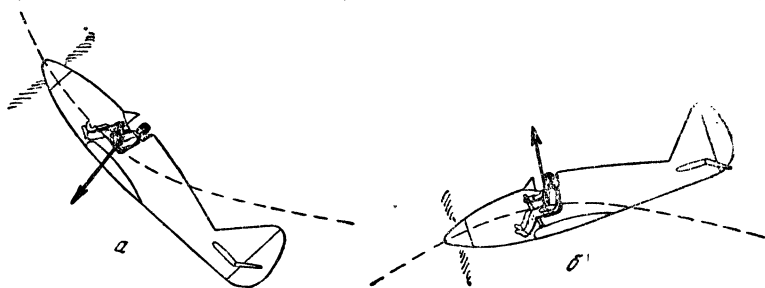


Рис. 160. Направление центробежной силы и ее действие на летчика при резком увеличении угла атаки (а) и при резком уменьшении угла атаки (б)

пример, держать в руке груз в 1 кг, то при перегрузке $n=2$ будет казаться, что мы держим груз в 2 кг; при перегрузке $n=3$, что мы держим груз в 3 кг и т. д.

Во столько же раз станет, очевидно, «тяжелее» и наше тело. При этом, если ручка управления взята на себя и, следовательно, подъемная сила действует на крыло по направлению от его нижней поверхности к верхней, т. е. является положительной, то летчика прижимает к сиденью (рис. 160, а); если же ручка управления резко дана от себя и поэтому подъемная сила действует на крыло по направлению от его верхней поверхности к нижней, т. е. является отрицательной, то тело летчика отделается от сиденья и удерживается только ремнями в самолете (рис. 160, б)².

¹ Напомним, что центробежная сила есть сила инерции, обратная центростремительной силе (создающей центростремительное ускорение). Эти силы равны и противоположны по знаку, но не имеют равнодействующей, так как приложены к разным телам: центростремительная сила—к вращающемуся (ускоряемому) телу, а центробежная—к телу, которое вращает (ускоряет). По третьему закону механики одних сил не бывает, силы возникают только в результате взаимодействия тел; значит центробежная сила так же реальна, как и центростремительная. Однако на чертеже изобразить ее бывает затруднительно, особенно при движении самолета в воздухе, поскольку центробежная сила приложена не к самолету, а к воздуху (давление крыльев на воздух). Если же мы приложим ее к самолету (т. е. к ускоряемому телу), то допустим ошибку, так как такой силы не существует. В механике такой несуществующей, фиктивной силой пользуются при составлении уравнений движения для того, чтобы формально уравнения динамики могли рассматриваться как уравнения статики.

² Заметим опять, что в первом случае давление сиденья на летчика—центростремительная сила (заставляющая тело летчика двигаться по кривой), давление же тела летчика на сиденье—центробежная сила (рис. 160, а); во втором случае давление ремней на летчика—центростремительная сила, давление же тела летчика на ремни—центробежная сила (рис. 160, б).

В первом случае кровь, как один из подвижных элементов организма человека, будет отливать от головы к ногам, во втором—приливать к голове. То и другое может повести к затемнению сознания, если перегрузка будет чрезмерно велика.

Таким образом, *слишком большая перегрузка опасна для прочности самолета и вредна для летчика*. Поэтому каждый летчик должен знать, когда перегрузка получается максимальной и как ее можно определить.

Как известно, в горизонтальном полете, чем больше скорость, тем меньше угол атаки. Если же при большой скорости сразу и сильно увеличить угол атаки (резко и много взять ручку управления на себя), то подъемная сила сильно возрастет—получится большая перегрузка. Учитывая это, нетрудно определить максимальную перегрузку, возможную на той или иной скорости V полета. Для этого в формулу перегрузки подставим вместо подъемной силы ее выражение. Получим:

$$n = \frac{Y}{G} = \frac{c_y S \rho V^2}{2G}.$$

Максимальная перегрузка на данной скорости получится при $c_{y\text{макс}}$, т. е. в том случае, если летчик на скорости V увеличит угол атаки до критического. Таким образом,

$$n_{\text{макс}} = \frac{c_{y\text{макс}} S \rho V^2}{2G}.$$

По этой формуле нетрудно подсчитать максимальную возможную перегрузку. Но можно получить более простую формулу. Для этого следует только вспомнить, что в горизонтальном полете критическому углу атаки, т. е. $c_{y\text{макс}}$, соответствует минимальная скорость:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{макс}} \rho S}}$$

или

$$V_{\text{мин}}^2 = \frac{2G}{c_{y\text{макс}} \rho S},$$

или

$$\frac{1}{V_{\text{мин}}^2} = \frac{c_{y\text{макс}} \rho S}{2G}.$$

Но правое выражение как раз и входит в формулу максимальной перегрузки. Подставив вместо него $\frac{1}{V_{\text{мин}}^2}$, получим следующую простую формулу для максимальной перегрузки:

$$n_{\text{макс}} = \frac{V^2}{V_{\text{мин}}^2} = \left(\frac{V}{V_{\text{мин}}} \right)^2.$$

Пример. Летчик, ведя самолет Як-18 на скорости $V = 200$ км/час, взял ручку управления на себя доотказа, т. е. сразу перевел самолет на $c_{y\text{макс}}$. Определить перегрузку.

Так как у самолета Як-18 (при весе $G=1\ 050\text{ кг}$) минимальная скорость $V_{\text{мин}}=100\text{ км/час}$, то на скорости $V=200\text{ км/час}$ после резкого пере-
хода на $c_{\text{Р макс}}$ перегрузка окажется такой:

$$n = \left(\frac{200}{100}\right)^2 = 4.$$

Скорость одного и того же самолета может быть различной. Следовательно, различной может получиться и перегрузка; и чем больше скорость V , тем больше будет и перегрузка. Наибольшей скоростью самолета является, как известно, скорость отвесного пикирования, называемая предельной скоростью. Поэтому, если на предельной скорости мы вздумали бы резко и много взять ручку управления на себя, то перегрузка получилась бы максимально возможной.

Следовательно, на больших скоростях полета, особенно при выходе из пикирования, нельзя брать резко и много ручку на себя.

На большой скорости для увеличения угла атаки ручки управления следует плавно выбирать на себя. В этом случае угол атаки увеличивается не так быстро, как при резком взятии ручки на себя, поэтому скорость полета V вследствие увеличения лобового сопротивления успевает уменьшиться, и перегрузка получается меньше.

При фигурных полетах, если летчик правильно, грамотно пилотирует самолет, перегрузки не превышают 4—5, а во многих случаях бывают и меньше.

Перегрузочный прибор. Перегрузку в полете нетрудно измерить. Представим себе, что в полете мы взвешиваем на пружинном безмене груз, вес которого нам известен. Пусть, например, вес груза равен 1 кг. Тогда в горизонтальном равномерно-прямолинейном полете стрелка безмена покажет 1 кг. В криволинейном же полете вследствие наличия центробежной силы центростремительного ускорения центробежная сила дополнительно растянет пружину и стрелка покажет уже не 1 кг, а больше; если она покажет 2 кг, то значит перегрузка $n = \frac{2}{1} = 2$; если она покажет 3 кг, то перегрузка $n = \frac{3}{1} = 3$ и т. д. Именно таким путем в 1918 году академик В. И. Ветчинкин впервые измерил перегрузки при некоторых фигурах.

Позже на описанном принципе измерения перегрузок в полете были сконструированы специальные приборы, получившие название перегрузочных приборов (акселерометров). Перегрузочный прибор—это и есть измеритель ускорения, в рассматриваемом случае—центростремительного, создаваемого центростремительной силой. Схема простейшего акселерометра изображена на рис. 161. Такой прибор состоит из трубки, в которой висит грузик на пружинке. При перегрузке грузик растягивает пружину, опускается, и на шкале, помещенной сбоку трубки, можно прочесть величину перегрузки. Для того, чтобы грузик не раскачивался вдоль трубки, в нее налито масло.

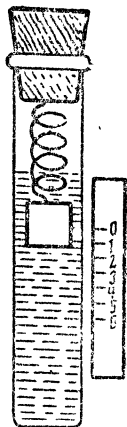


Рис. 161.
Простейший
перегрузоч-
ный прибор
(акселеро-
метр)

Подобный прибор в любой момент полета позволяет наблюдать величину перегрузки. Это имеет большое практическое значение. Если летчику известно, каковы должны быть перегрузки при грамотном выполнении той или иной фигуры, то при помощи перегрузочного прибора летчик может судить, правильно ли он пилотирует самолет. С другой стороны, если летчик знает так называемый **з а п а с п р о ч н о с т и** своей машины в нормальном полете, то, руководствуясь показаниями прибора, он может своевременно уменьшить перегрузку, когда она становится опасной для прочности самолета.

§ 67. ЗАПАС ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА В НОРМАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ И ПРИ ПЕРЕГРУЗКАХ

В полете вес самолета несут крылья. Отсюда ясно, что прочности крыльев нужно уделять особое внимание. Поэтому, говоря о прочности самолета, обычно имеют в виду прочность его крыльев.

З а п а с о м п р о ч н о с т и к р ы л ь е в называется отношение разрушающей нагрузки к нормально действующей. Если в горизонтальном полете крылья должны нести, например, вес 1 000 кг, а при испытании на земле крылья начали разрушаться при нагрузке 5 000 кг, то запас прочности будет такой:

$$k = \frac{5\,000}{1\,000} = 5.$$

Из этого примера видно, что с увеличением веса данного самолета его запас прочности уменьшится. Но выше было показано, что перегрузки в полете можно рассматривать как увеличение веса самолета. Следовательно, при перегрузке запас прочности уменьшается. Если, например, перегрузка $n=2$, то запас прочности уменьшится в два раза; если перегрузка $n=3$, то запас прочности уменьшится в три раза и т. д. Таким образом, обозначая запас прочности в горизонтальном полете через k , а при перегрузке— k_1 , мы можем написать:

$$k_1 = \frac{k}{n}.$$

Теперь предположим, что перегрузка равна запасу прочности в нормальном полете, т. е. $k=n$. Тогда получим, что при перегрузке запас прочности $k_1=1$, т. е. запаса прочности нет и, следовательно, самолет в воздухе может сломаться. Для того, чтобы этого не случилось, запас прочности при перегрузке (k_1) должен быть не менее 2, т. е. необходимо, чтобы $\frac{k}{n} = 2$. Отсюда находим, какая перегрузка допустима в полете:

$$n_{\text{доп}} = \frac{k}{2},$$

т. е. допустимая перегрузка не должна превышать половины запаса прочности в нормальном полете. Это следует твердо помнить.

Современные самолеты при правильной эксплуатации их обладают, как правило, вполне достаточной прочностью. Требования к прочности самолетов изложены в так называемых **н о р м а х п р о ч н о с т и**.

Нормы предусматривают различную прочность в разных случаях полета. Таких основных случаев четыре (обозначаются они латинскими буквами *A, B, C* и *D*).

Случай *A* предусматривает наибольшую прочность, так как соответствует полету на угле атаки максимальной подъемной силы, когда нагрузка может быть особенно большой (при выходе из пикирования).

Случай *B* предусматривает меньшую прочность, так как соответствует полету на малом угле атаки, когда нагрузка меньше, чем в случае *A*.

Случай *C* соответствует отвесному пикированию (не выходу из пикирования, а только пикированию), когда нагрузка меньше, чем в горизонтальном полете, но зато крыло находится под действием скручивающего момента (нагружается кручением).

Случай *D* соответствует обратной (отрицательной) нагрузке, т. е. действующей на крыло по направлению от верхней его поверхности к нижней (например, при резком переходе из горизонтального полета в пикирование).

Таким образом, при расчете самолета на прочность предусматривается различный запас прочности для указанных случаев. Кроме того, для каждого из этих случаев самолеты различного назначения имеют различный запас прочности. Например, для случая *A* учебные самолеты обычно имеют запас прочности не меньше $k=8$, тогда как истребители — не меньше $k=12$ (например, у самолета УТ-2 связного запас прочности $k=9$, у пилотажного $k=10$; у самолета По-2 запас прочности $k=8$; у самолета Як-18 $k=10,5$).

Летчику особенно важно знать запас прочности для случая *A*, соответствующего полету на угле атаки максимальной подъемной силы, когда нагрузка по вине летчика может достигнуть такой величины, что никакого запаса прочности нехватит. Летчик должен помнить, что перегрузка при фигурных полетах не должна превышать половины запаса прочности при нормальном полете (например, при запасе прочности 12 перегрузка не должна превышать 6).

Случай *A*, как сказано, предусматривает перегрузку при выходе из пикирования. Случай же *C* предусматривает напряжение, которое испытывает самолет при пикировании. Как известно, при пикировании давление на крыло распределено так, что крыло находится под действием пары сил, стремящейся скрутить крыло (рис. 162). Крутящий момент стремится перевернуть самолет на спину, но этому препятствуют стабилизатор и руль высоты; в результате при пикировании сильное напряжение испытывает не только крыло, но и фюзеляж и оперение. И если запас прочности (для случая *C*) недостаточен, то самолет может поломаться при пикировании, хотя перегрузки здесь нет.

В заключение заметим, что для фигурных полетов большое значение имеет жесткость конструкции. Регулировка самолета не должна изме-

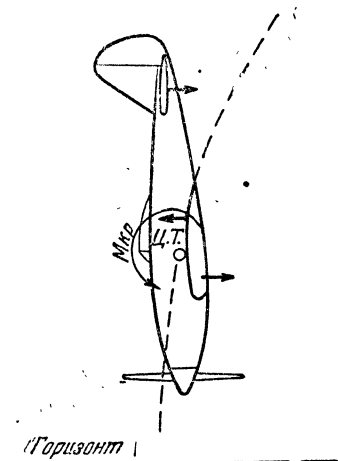


Рис. 162. Действие скручивающего момента крыла на самолет при пикировании

ваться под действием большой нагрузки, так как в противном случае самолет будет плохо слушаться рулей. Кроме того, при уменьшении жесткости конструкции возникают вибрации крыльев и оперения, которые могут повести к поломке машины в воздухе.

Военные самолеты, в особенности истребители, обладают настолько большой прочностью и жесткостью, что летчика в отношении величины перегрузок обычно ограничивает его собственная «прочность». Практически летчики редко превышают 5-кратную перегрузку.

ВИРАЖ, СПИРАЛЬ, БОЕВОЙ РАЗВОРОТ

§ 68. ВИРАЖИ, ПРАВИЛЬНЫЙ ВИРАЖ (действие сил)

Наиболее простым и наиболее распространенным видом криволинейного полета является разворот, или в и р а ж. Вираж применяется для изменения направления полета в горизонтальной плоскости. В зависимости от того, на сколько градусов поворачивается траектория полета,

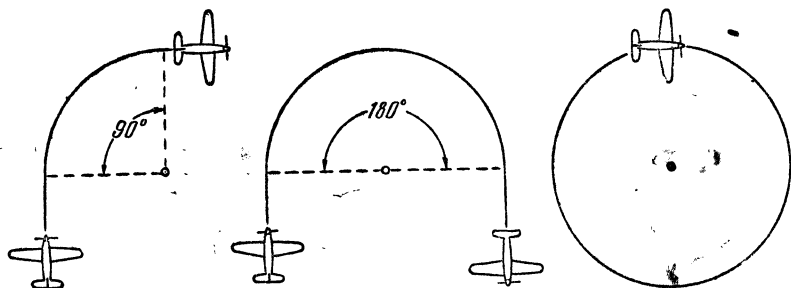


Рис. 163. Вираж на 90° , на 180° и на 360° (по кругу)

указывает угол разворота, например, разворот на 90° и на 180° (рис. 163). При тренировочных полетах часто делается разворот на 360° и больше (траектория полета описывает окружность).

Различают три вида виражей: 1) правильные виражи—мелкие и глубокие; 2) глубокие виражи с внутренним скольжением; 3) плоские виражи с внешним скольжением. Виражи со скольжением вообще считаются неправильными.

Правильным называют горизонтальный вираж по кривой постоянного радиуса с постоянным креном и без скольжения, т. е. когда направление скорости параллельно плоскости симметрии самолета (рис. 164, а)

Если самолет имеет скольжение во внутреннюю сторону кривой (рис. 164, б) или во внешнюю (рис. 164, в), то направление скорости уже не лежит в плоскости симметрии самолета и составляет с ней некоторый угол β . В первом случае скольжение называют в н у т р е н н и м, во втором — в н е ш н и м.

Правильный вираж. Криволинейное движение возможно лишь при наличии центростремительной силы. Следовательно, для осуществления виража нужна сила, направленная горизонтально к центру виража, т. е. центростремительная сила. Чтобы получить эту силу, мы наклоняем

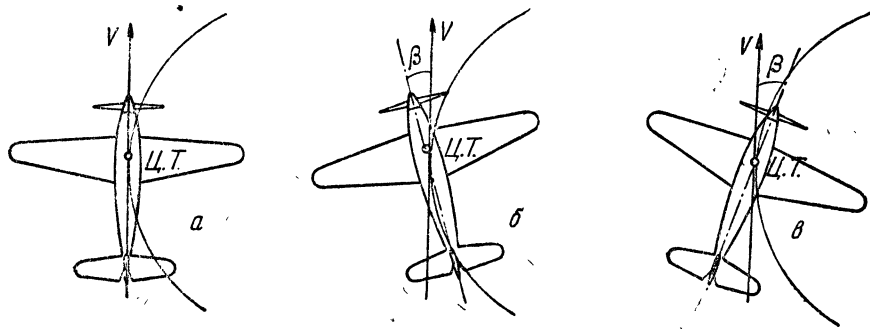


Рис. 164. Схема правильного виража (а) и виражей со скольжением: с внутренним (б) и с внешним (в)

самолет элеронами в сторону виража на некоторый угол γ (рис. 165, а). В результате этого наклоняется (на тот же угол) и подъемная сила крыльев Y . Разложив силу Y по вертикали и горизонтали, получим две

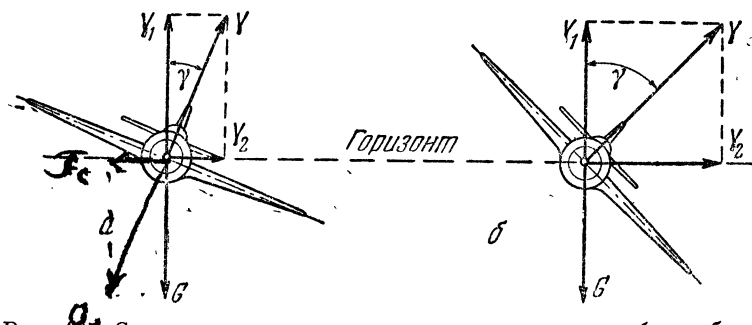


Рис. 165. Схема сил на правильном вираже: а—мелком; б—глубоком

силы: Y_1 и Y_2 . Из них сила Y_1 должна поддерживать вес самолета, а Y_2 — служить центростремительной силой. Но из этого следует, что для осуществления правильного виража подъемная сила должна быть увеличена с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая Y_1 могла уравновесить вес самолета. Этого можно достичь двумя способами: увеличением угла атаки или увеличением скорости.

§ 69. РАДИУС ВИРАЖА. ЗАВИСИМОСТЬ РАДИУСА ВИРАЖА ОТ СКОРОСТИ И УГЛА КРЕНА. ВРЕМЯ ВИРАЖА

На самолете можно осуществлять виражи различных радиусов, причем особенно интересны и практически ценны виражи малых радиусов. Что же необходимо для уменьшения радиуса виража?

Необходимая для выполнения виража центростремительная сила обратно пропорциональна желаемому радиусу вращения. Следовательно, чем меньшего радиуса вираж желаем мы осуществить, тем большую должны создать центростремительную силу. Иначе говоря, для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить горизонтальную составляющую подъемной силы, но с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая оставалась равной весу самолета. Из рис. 165, б видно, что для этого необходимо увеличить крен самолета в сторону виража и одновременно увеличить подъемную силу Y , т. е. угол атаки.

Найдем формулу для радиуса виража. Она покажет нам, от каких факторов и как зависит радиус виража.

По рис. 165 нетрудно выразить центростремительную силу Y_2 через подъемную силу и угол крена:

$$Y_2 = Y \sin \gamma.$$

С другой стороны, центростремительная сила прямо пропорциональна массе тела, квадрату скорости и обратно пропорциональна радиусу вращения. Следовательно,

$$Y_2 = \frac{mV^2}{R_{\text{вир}}},$$

где m — масса самолета,

$R_{\text{вир}}$ — радиус виража.

Подставляя это выражение вместо силы Y_2 в написанную выше формулу, а вместо подъемной силы Y — ее выражение, получим:

$$\frac{mV^2}{R_{\text{вир}}} = c_y S \frac{\rho V^2}{2} \sin \gamma,$$

откуда

$$R_{\text{вир}} = \frac{2m}{c_y S \rho \sin \gamma}.$$

По второму закону механики масса тела равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести. Значит масса самолета

$$m = \frac{G}{g} = \frac{G}{9,8}.$$

Подставляя это значение массы самолета в формулу радиуса виража, получим окончательно:

$$R_{\text{вир}} = \frac{2G}{9,8 c_y S \rho \sin \gamma}.$$

Эта формула показывает, что радиус виража прямо пропорционален нагрузке на квадратный метр крыльев и обратно пропорционален плотности воздуха, коэффициенту c_y и синусу угла крена. Таким образом:

1) радиус виража тем меньше, чем меньше нагрузка на квадратный метр крыльев $\frac{G}{S}$. Поэтому на учебном самолете можно осуществить вираж значительно меньшего радиуса, чем на истребителе;

2) радиус виража тем меньше, чем больше плотность воздуха; следовательно, по мере подъема на высоту и уменьшения плотности воздуха радиус виража будет возрастать;

3) радиус виража тем меньше, чем больше коэффициент подъемной силы;

4) радиус виража тем меньше, чем больше синус угла крена, т. е. радиус виража уменьшается с увеличением угла крена.

Дальше будет показано, что радиус виража весьма сильно зависит еще от скорости полета (в полученную формулу скорость не входит, но в формулу входят все факторы, от которых зависит скорость).

На практике иногда бывает необходимо сделать вираж минимального радиуса (например, в воздушном бою). Посмотрим, как его можно получить.

Из приведенной формулы видно, что для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить c_y . В целях безопасности c_y нельзя увеличивать

больше, чем до $c_{y \text{ эк}}$, т. е. чтобы c_y не превышал приблизительно $0,75 c_{y \text{ макс}}$. Например, у самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 коэффициент $c_{y \text{ макс}}$ достигает $1,3 - 1,4$ (см. поляры этих самолетов); следовательно, можно считать, что для минимального виража этих самолетов необходимо, чтобы $c_y = 1,0$.

Далее, для уменьшения радиуса виража согласно формуле надо увеличить крен. Крен можно увеличить до 90° , однако в этом случае как бы подъемная сила ни была увеличена,

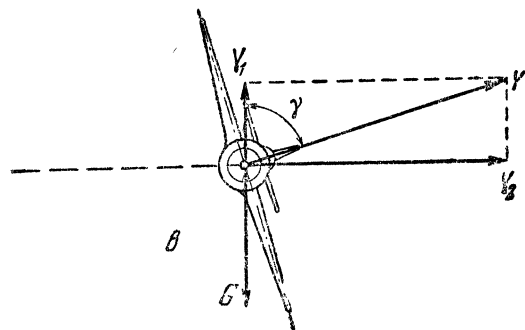


Рис. 166. Схема сил на вираже со снижением, когда $Y_1 < G$

она не даст, очевидно, вертикальной составляющей для поддержания самолета и, следовательно, самолет будет снижаться. При кренах, близких к 90° (рис. 166), вертикальную составляющую мы, правда, получим, но все же она будет меньше силы веса и самолет тоже будет снижаться. Правильный вираж, т. е. без снижения, у самолетов Як-18, УТ-2 и По-2 получается с углом крена не более $60^\circ - 70^\circ$. В среднем можно считать, что угол $\gamma = 65^\circ$; тогда

$$\sin \gamma = \sin 65^\circ = 0,9.$$

Подставив найденные приблизительные значения c_y и $\sin \gamma$ в формулу радиуса виража, получим:

$$R_{\text{мин}} = \frac{2G}{9,8 \cdot 1,0 \cdot \sin \gamma \cdot \rho \cdot 0,9} = \frac{1}{4,41} \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{\rho}$$

или

$$R_{\text{мин}} = 0,22 \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \text{ (м)}.$$

Мы получили очень простую формулу, по которой нетрудно найти минимальный радиус виража, если сделанные предположения ($\gamma = 65^\circ$, $c_y = 1$) верны и если известны нагрузка на квадратный метр крыльев и высота, на которой делается вираж. Применим эту формулу для решения задач.

Задача 46. Определить минимальный радиус виража (у земли) самолета По-2 при весе $G = 890$ кг.

Решение.

$$R_{\min} = 0,22 \frac{890}{33} \cdot \frac{1}{0,125} \approx 48 \text{ м.}$$

Задача 47. Определить минимальный радиус виража (у земли) самолета УТ-2 при весе $G = 856$ кг.

О т в е т: $R_{\min} \approx 90 \text{ м.}$

Задача 48. Определить минимальный радиус виража (у земли) самолета Як-18 при весе $G = 1\,050$ кг.

*** О т в е т:** $R_{\min} \approx 108 \text{ м.}$

Решенные задачи показывают, что увеличение нагрузки на квадратный метр неизбежно вызывает увеличение минимального радиуса виража. Это станет особенно очевидным, если посмотреть, каков будет минимальный радиус виража самолета-истребителя при том же $\gamma = 65^\circ$ и $c_y = 1$.

Задача 49. Определить минимальный радиус виража самолета-истребителя (у земли), если нагрузка на квадратный метр $\frac{G}{S} = 200$ кг/м².

Находим:

$$R_{\min} = 0,22 \cdot 200 \cdot \frac{1}{0,125} \approx 352 \text{ м.}$$

Как видно, минимальный радиус виража истребителя в несколько раз больше, чем учебного самолета.

Зависимость радиуса виража от скорости и угла крена. Выше мы брали два разных самолета (тихоходный и быстроходный) и благодаря этому выяснили, как сильно зависит радиус виража от скорости. Но один и тот же самолет может делать виражи на разных скоростях, значит и разных радиусов. Поэтому надо выяснить, какая зависимость существует между радиусом виража, скоростью и углом крена.

При выводе формулы для радиуса виража мы брали синус угла крена произвольно, т. е. задавались отношением горизонтальной составляющей Y_2 подъемной силы к подъемной силе Y . Вертикальную же составляющую подъемной силы Y_1 мы оставили без внимания, т. е. не считали, что она должна быть равна силе веса G , что необходимо для правильного виража (без снижения). Следовательно, полученная выше формула пригодна для вычисления радиуса как правильного виража, так и виража со снижением (в чем вы убедились). Теперь введем указанное необходимое условие для правильного виража, т. е. будем считать, что $Y_1 = G$.

Из прямоугольного треугольника на рис. 165 получим:

$$Y_2 = Y_1 \operatorname{tg} \gamma,$$

а так как $Y_1 = G$, то

$$Y_2 = G \operatorname{tg} \gamma.$$

Подставив опять вместо Y_2 выражение центробежной силы, получим:

$$\frac{mV^2}{R_{\text{вир}}} = G \operatorname{tg} \gamma,$$

откуда

$$R_{\text{вир}} = \frac{mV^2}{G \operatorname{tg} \gamma}.$$

Так как масса самолета $m = \frac{G}{9,8}$, то после подстановки и сокращения на G получим окончательно следующее выражение для радиуса правильного виража (рис. 167):

$$R_{\text{вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{9,8 \operatorname{tg} \gamma}, \quad (м) \quad (1)$$

где $V_{\text{вир}}$ — скорость на вираже в м/сек, т. е. та скорость, которая требуется для совершения виража с данным углом крена γ (далее мы выясним, какая требуется для этого скорость).

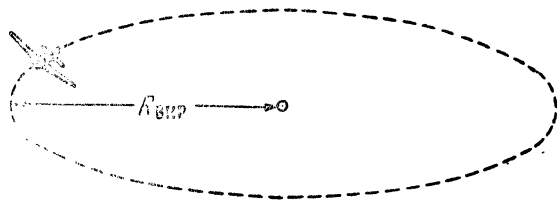


Рис. 167. Радиус правильного виража

радиусом, скоростью и углом крена на правильном вираже (к этой формуле мы вернемся, когда выясним, какая скорость требуется для виража).

Время виража. Из последней формулы следует, что если мы делаем длительный вираж без снижения с постоянной скоростью, то радиус виража остается постоянным, т. е. самолет описывает в горизонтальной плоскости окружность (рис. 167). Возникает вопрос: какое время необходимо для совершения такого виража и от каких факторов оно зависит?

Длина окружности выражается формулой:

$$L_{360^\circ} = 2\pi R = 6,28R,$$

где R — радиус окружности.

Если мы разделим длину окружности (путь самолета), выраженную в метрах, на скорость самолета в метрах в секунду, то и найдем, очевидно, время t (в секундах), необходимое для выполнения виража на 360° данного радиуса $R_{\text{вир}}$. Таким образом,

$$t_{\text{вир}} = \frac{6,28R_{\text{вир}}}{V_{\text{вир}}} \text{ (сек)}.$$

Подставив вместо $R_{\text{вир}}$ найденное выше выражение, получим после сокращения:

$$t_{\text{вир}} = 0,64 \frac{V_{\text{вир}}}{\operatorname{tg} \gamma} \text{ (сек)}.$$

Как видим, время совершения виража зависит от скорости на вираже и от угла крена. К этой формуле мы тоже вернемся.

§ 70. ПЕРЕГРУЗКИ НА ВИРАЖАХ

Перегрузка есть отношение подъемной силы к весу самолета. В горизонтальном полете подъемная сила равна весу и значит перегрузка равна единице. Для совершения виража подъемная сила должна быть увеличена — и тем больше, чем больше крен. Отсюда ясно, что на вираже мы будем иметь перегрузку более единицы, причем она будет расти с увеличением крена и уменьшением радиуса виража. В этом нетрудно убедиться.

Найдем формулу для перегрузки на правильном вираже (будем обозначать ее через $n_{\text{вир}}$).

Для этого вспомним сначала, что перегрузка

$$n = \frac{Y}{G}.$$

На правильном вираже силу веса уравновешивает вертикальная составляющая подъемной силы, т. е. $Y_1 = G$ (рис. 165). Из рисунка видно, что $Y_1 = Y \cos \gamma$. Следовательно, и $G = Y \cos \gamma$. Подставив это выражение в формулу перегрузки и сократив на Y , получим, что на правильном вираже перегрузка

$$n_{\text{вир}} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Таким образом, на правильном вираже перегрузка определяется лишь углом крена.

Подчеркиваем, что эта формула справедлива только для правильного виража.

Пример. Определить перегрузку на правильном вираже с креном 30, 45 и 60°.

По тригонометрическим таблицам находим:

$$\cos 30^\circ = 0,866;$$

$$\cos 45^\circ = 0,707;$$

$$\cos 60^\circ = 0,500.$$

Подставляем в формулу эти значения и производим деление. Получаем:

$$n_{30} \approx 1,2;$$

$$n_{45} \approx 1,4;$$

$$n_{60} \approx 2.$$

Вычислив подобным образом перегрузку при разных кренах, строят кривую изменения перегрузки на правильном вираже в зависимости от угла крена (рис. 168). График показывает, что с увеличением угла крена перегрузка растет сначала медленно, а потом все более и более быстро. Пользуясь этим графиком, можно легко определить перегрузку на правильном вираже при заданном крене. Подчеркиваем опять, что этим графиком можно пользоваться только для правильного виража.

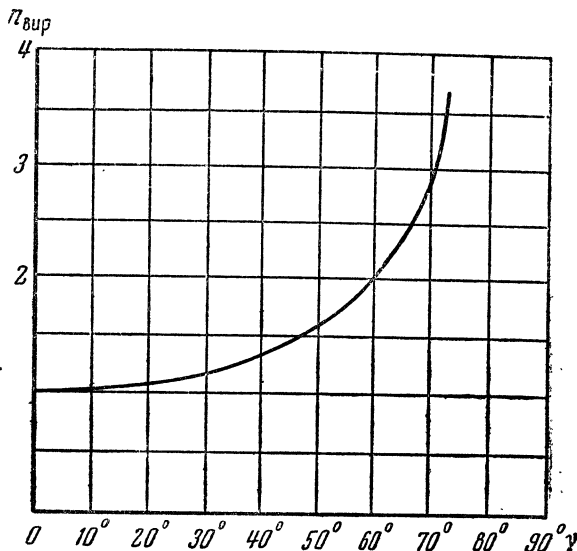


Рис. 168. Зависимость перегрузки на правильном вираже от угла крена

На практике нас обычно интересует не вообще перегрузка на вираже, а максимальная перегрузка. Для вычисления ее удобнее пользоваться другой формулой, показывающей зависимость перегрузки от скорости, а не от крена. Так как перегрузка

$$n_{\text{вир}} = \frac{Y}{G},$$

то после подстановки сюда выражения подъемной силы получим:

$$n_{\text{вир}} = \frac{c_v S \rho V_{\text{вир}}^2}{2G}.$$

Для совершения виража минимального радиуса надо, как было показано, увеличить угол атаки, но не до $c_{v_{\text{макс}}}$, а только примерно до $0,75 c_{v_{\text{макс}}}$ (в целях безопасности, о чем было сказано ранее). Подставляя это значение c_v в формулу, получим:

$$n_{\text{вир}} = \frac{0,75 c_{v_{\text{макс}}} S \rho V_{\text{вир}}^2}{2G}.$$

Теперь заглянем в § 66. Там, между прочим, было показано, что

$$\frac{c_{v_{\text{макс}}} S \rho}{2G} = \frac{1}{\mu_{\text{мин}}^2}.$$

Сделаем подстановку в формулу перегрузки, получим окончательно:

$$n_{\text{вир}} = 0,75 \left(\frac{V}{V_{\text{мин}}} \right)^2.$$

Таким образом, мы получили очень удобную формулу для расчета перегрузки на вираже, аналогичную той, которую мы нашли раньше для перегрузки в полете по кривой в плоскости симметрии самолета. Формула справедлива для всех высот, если скорость V брать по прибору (поскольку прибор при одном и том же угле атаки показывает одинаковую скорость на всех высотах).

Пример. При совершении виража малого радиуса скорость по прибору $V = 200$ км/час. Минимальная скорость самолета (при том же весе) $V_{\text{мин}} = 100$ км/час. Определить перегрузку.

Находим:

$$n_{\text{вир}} = 0,75 \left(\frac{200}{100} \right)^2 = 3.$$

Эта формула для перегрузки удобна еще и тем, что она справедлива как для правильного виража, так и виража со снижением, поскольку при выводе ее мы не ставили условия, что $Y_1 = G$.

§ 71. СКОРОСТЬ НА ВИРАЖЕ.

МИНИМАЛЬНАЯ ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ НА ВИРАЖЕ.

ОШИБКИ НА ВИРАЖАХ.

ВЛИЯНИЕ ВЕСА И ВЫСОТЫ НА СКОРОСТЬ НА ВИРАЖЕ

Одно из основных условий, необходимых для выполнения виража, — достаточная скорость. Естественно возникает вопрос: какая же скорость требуется для виража при том или ином крене? Чтобы ответить на него,

сравним скорость, потребную для виража при некотором угле атаки, со скоростью, потребной для горизонтального полета при том же угле атаки (том же коэффициенте c_y).

Для совершения виража мы накреним самолет, чтобы получить горизонтальную составляющую подъемной силы, которая должна играть роль центробежной силы. При этом для того, чтобы вираж получился без снижения, вертикальная составляющая подъемной силы должна выполнять прежнюю роль всей подъемной силы, а именно, уравновешивать вес самолета (рис. 165). Отсюда следует, что для совершения правильного виража подъемная сила должна быть увеличена. Этого можно достичь увеличением скорости.

Предположим, что мы летели горизонтально и, начиная вираж, не увеличили угол атаки, т. е. продолжали полет при прежнем коэффициенте подъемной силы c_y . В таком случае мы должны увеличить скорость. Докажем это и найдем, как должна быть увеличена скорость.

Из силового треугольника на рис. 165 имеем:

$$Y_1 = Y \cos \gamma.$$

Но на правильном вираже $Y_1 = G$. Следовательно,

$$G = Y \cos \gamma.$$

Подставив вместо Y аэродинамическое выражение подъемной силы, получим:

$$G = c_y S \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} \cos \gamma,$$

откуда

$$V_{\text{вир}}^2 = \frac{2G}{c_y \rho S \cos \gamma}$$

или

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\cos \gamma}}.$$

Но первый множитель полученного выражения представляет собой скорость горизонтального полета, а второй—корень квадратный из перегрузки на правильном вираже (поскольку на правильном вираже перегрузка $n_{\text{вир}} = \frac{1}{\cos \gamma}$). Поэтому мы можем написать, что

$$V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}.$$

Так как перегрузка на вираже всегда больше единицы, то и корень квадратный из перегрузки всегда больше единицы. Отсюда ясно, что скорость, потребная для виража, всегда больше скорости, потребной для горизонтального полета при том же угле атаки.

Для ясности решим задачу.

Задача 50. В горизонтальном полете при некотором среднем угле атаки самолет развивает скорость $V = 100$ км/час. Определить скорость, потребную для правильного виража, при том же угле атаки (при неизменных весе и высоте) с углами крена $\gamma = 30^\circ$, $\gamma = 45^\circ$ и $\gamma = 60^\circ$.

Решение. По рис. 168 находим, что при крене 30° перегрузка $n_{\text{вир}} \approx 1,2$, при крене 45° перегрузка $n_{\text{вир}} \approx 1,4$ и при крене 60° перегрузка

$n_{\text{вир}} \approx 2$. Находим потребную для виража скорость:

$$V_{\text{вир } 30^\circ} \approx 100 \sqrt{1,2} \approx 100 \cdot 1,1 \approx 110 \text{ км/час};$$

$$V_{\text{вир } 45^\circ} \approx 100 \sqrt{1,4} \approx 100 \cdot 1,2 \approx 120 \text{ км/час};$$

$$V_{\text{вир } 60^\circ} \approx 100 \sqrt{2} \approx 100 \cdot 1,4 \approx 140 \text{ км/час}.$$

Как видим, для выполнения правильного виража с креном 30° скорость должна быть увеличена немного, а с креном 60° —весьма значительно (на 40%).

Таким образом, с увеличением угла крена потребная для виража скорость (на том же угле атаки) возрастает. Но отсюда не следует, что для совершения виража надо всегда увеличивать скорость. Если до виража мы летели на малом угле атаки, т. е. на большой скорости, то для совершения виража мы увеличиваем угол атаки. Если же до виража мы летели на большом угле атаки, т. е. на малой скорости, то увеличивать угол атаки без риска потерять скорость мы уже не можем и значит должны увеличивать скорость (соответственно углу крена, как было показано выше). В последнем случае курсанты нередко допускают ошибку, и скорость на вираже оказывается недостаточной, что ведет иногда к печальным последствиям. Поэтому важно выяснить, какая минимальная скорость допустима на вираже.

Минимальная допустимая скорость на вираже. В горизонтальном полете минимальную скорость самолет развивает, как известно, на критическом угле атаки, но на практике этой скоростью в полете обычно не пользуются, так как на критическом угле (и близких к нему углах) самолет недостаточно устойчив и плохо управляется. Практически в горизонтальном полете минимальной скоростью считают экономическую скорость (о чем мы уже говорили в предыдущих главах). Но для совершения виража экономическую скорость горизонтального полета надо увеличить соответственно углу крена (согласно найденной выше формуле). Тогда получим:

$$V_{\text{эк. вир}} = V_{\text{эк}} \sqrt{n_{\text{вир}}} = \frac{V_{\text{эк}}}{\sqrt{\cos \gamma}}.$$

Скорость $V_{\text{эк. вир}}$ и есть практически минимальная скорость, допустимая на вираже. Следовательно, начиная вираж, мы должны иметь скорость не менее $V_{\text{эк. вир}}$ для предполагаемого угла крена. Это следует твердо помнить.

Задача 51. Определить практически минимальную скорость, допустимую на вираже самолета Як-18 (при весе $G=1\ 050$ кг у земли) с креном 30° , 45° и 60° .

Решение. Из предыдущего известно, что при заданных условиях у самолета Як-18 экономическая скорость $V_{\text{эк}}=120$ км/час (см. рис. 15). Перегрузки при заданных углах крена тоже известны. Находим минимальную допустимую скорость на вираже:

$$V_{\text{эк. вир } 30^\circ} \approx 120 \sqrt{1,2} \approx 120 \cdot 1,1 \approx 132 \text{ км/час};$$

$$V_{\text{эк. вир } 45^\circ} \approx 120 \sqrt{1,4} \approx 120 \cdot 1,2 \approx 144 \text{ км/час};$$

$$V_{\text{эк. вир } 60^\circ} \approx 120 \sqrt{2} \approx 120 \cdot 1,4 \approx 168 \text{ км/час}.$$

Для определения скорости $V_{\text{эк. вир}}$ можно пользоваться графиком (рис. 169), показывающим необходимое увеличение экономической скорости на вираже (в процентах) в зависимости от угла крена.

Таким образом, зная экономическую скорость своей машины в горизонтальном прямолинейном полете, можно с помощью этого графика быстро определить минимальную допустимую скорость на вираже при том или ином крене.

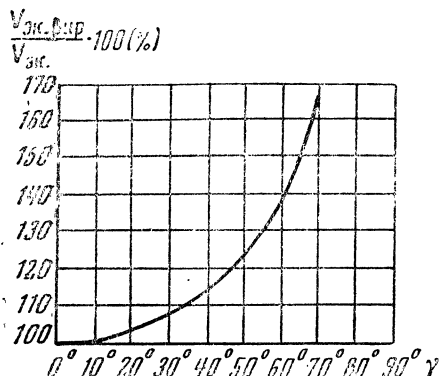


Рис. 169. Необходимое увеличение экономической скорости для виража в зависимости от угла крена

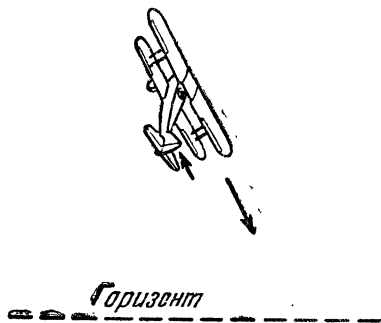


Рис. 170. Опрокидывающий момент хвоста в начале падения самолета на крыло

Задача 52. Определить практически минимальную скорость, допустимую на вираже самолета УТ-2 (при весе $G=938$ кг у земли) с креном 30° , 45° и 60° .

О т в е т: $V_{\text{эк. вир } 30^\circ} \approx 120$ км/час;
 $V_{\text{эк. вир } 45^\circ} \approx 132$ км/час;
 $V_{\text{эк. вир } 60^\circ} \approx 154$ км/час.

Задача 53. Определить практически минимальную скорость, допустимую на вираже самолета По-2 (при весе $G=890$ кг у земли) с креном 30° , 45° и 60° .

О т в е т: $V_{\text{эк. вир } 30^\circ} \approx 88$ км/час;
 $V_{\text{эк. вир } 45^\circ} \approx 96$ км/час;
 $V_{\text{эк. вир } 60^\circ} \approx 112$ км/час.

Ошибки на виражах. Если летчик летел на малой скорости и, начиная вираж, не увеличил предварительно скорость соответственно предполагаемому крену, то после ввода в вираж скорость оказывается недостаточной, т. е. меньше потребной для виража. В результате этого вертикальная составляющая подъемной силы окажется меньше веса, и под действием разности сил $G - Y$, самолет начинает валиться (падать) на крыло (рис. 170), причем это движение будет ускоренным; тогда действие потока на вертикальное оперение создаст заворачивающий (опрокидывающий) момент, который вследствие крена заставит самолет опускать нос, пока самолет не перейдет в пикирование. При наличии достаточной высоты это не опасно, так как из пикирования самолет нетрудно вывести в нор-

мальный полет, и мы будем иметь в этом случае всего лишь неудавшийся вираж. Если же высота окажется мала, то неизбежна катастрофа.

Попутно с описанной ошибкой иногда допускают и другую, которая при малой высоте полета еще более увеличивает опасность катастрофы. Начиная крутой вираж с недостаточной скоростью, летчик, заметив, что самолет на вираже начинает снижаться (валиться на крыло), берет ручку на себя, т. е. увеличивает угол атаки. Если угол атаки и до виража уже был большой, то теперь он может оказаться близким к критическому. В результате самолет после сваливания на крыло переходит в штопор.

Из сказанного мы должны сделать вывод, что при выполнении виража (или разворота) с большим креном ниже безопасной высоты нужно соблюдать большую осторожность.

Курсантам ниже безопасной высоты можно делать только мелкие развороты—с креном не больше 30° , и при этом следует иметь нужный запас скорости.

Влияние веса и высоты на скорость на вираже. Особенную осторожность надо соблюдать при выполнении виража на перегруженном самолете. С увеличением веса самолета необходимая для горизонтального полета скорость, как известно, возрастает пропорционально квадратному корню из отношения нового (увеличенного) веса к прежнему, т. е.

$$V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}.$$

Естественно, что в таком же отношении возрастает и скорость (как истинная, так и по прибору), необходимая для виража, следовательно, и допустимая минимальная скорость на вираже. Если самолет сильно перегружен, то необходимая для горизонтального полета скорость возрастает на 15—20%; следовательно, на столько же возрастает и минимальная допустимая на вираже скорость. Об этом не следует забывать. Если самолет перегружен, то на малой высоте даже опытным летчикам глубокие виражи делать не рекомендуется.

С увеличением высоты необходимая для горизонтального полета скорость увеличивается по известному из предыдущего закону:

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

В таком же отношении увеличивается с увеличением высоты и скорость, необходимая для виража. При этом следует помнить, что увеличение потребной скорости на высоте летчик ощущает только тем, что ему приходится увеличивать тягу винта, скорость же по прибору остается неизменной. Таким образом, выполняя вираж на высоте, мы должны держать по прибору ту скорость, которая нужна для данного виража (при том же весе) у земли.

§ 72. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ВИРАЖА

Для совершения виража необходимо тем больше увеличивать подъемную силу, чем больше крен. Естественно, что это требует и большей затраты мощности на полет.

Мощность, потребную для виража, можно выразить через мощность, потребную для горизонтального полета при том же угле атаки. Как известно, потребная для горизонтального полета мощность выражается формулой:

$$N_{гор} = \frac{c_x S \rho V_{гор}^3}{2 \cdot 75} \text{ (л. с.)};$$

по аналогии мощность, потребная для виража, выразится:

$$N_{вир} = \frac{c_x S \rho V_{вир}^3}{2 \cdot 75} \text{ (л. с.)}.$$

Так как скорость на вираже

$$V_{вир} = V_{гор} \sqrt{n_{вир}},$$

то

$$V_{вир}^3 = V_{гор}^3 \sqrt{n_{вир}^3}.$$

Следовательно, потребная для виража мощность

$$N_{вир} = \frac{c_x S \rho V_{гор}^3}{2 \cdot 75} \cdot \sqrt{n_{вир}^3}$$

или

$$N_{вир} = N_{гор} \sqrt{n_{вир}^3} \text{ (л. с.)}.$$

Пользуясь этой формулой, можно вычислить потребную для виража мощность при различных углах крена и затем построить кривую изменения потребной для виража мощности в зависимости от угла крена. Такой график дан на рис. 171. По горизонтали отложены углы крена, а по вертикали—числа, показывающие, во сколько раз потребная мощность на вираже превосходит потребную мощность в горизонтальном полете.

Мы видим, что, например, при крене 20° отношение $\frac{N_{вир}}{N_{гор}}$ почти равно единице, т. е. потребная для виража мощность почти не отличается от потребной для горизонтального полета; при крене 50° она уже в 2 раза больше, а при крене 70° —в 5 раз. Таким образом, с увеличением крена потребная мощность увеличивается сначала медленно, а потом все более резко.

§ 73. ПРЕДЕЛЬНЫЙ ВИРАЖ. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПРЕДЕЛЬНЫЙ ВИРАЖ

Мы знаем, что для совершения правильного виража требуется повышенная мощность, причем с увеличением крена потребная мощность растет все быстрее и быстрее. Отсюда следует, что если мы будем все более и более увеличивать крен, то наступит момент, когда для совершения виража потребуется вся мощность ВМГ и, следовательно, дальнейшее увеличение крена вызовет снижение самолета, т. е. правильный вираж будет уже невозможен. Правильный вираж, при котором для сохранения высоты мы вынуждены использовать всю мощность ВМГ (или реактивного двигателя), называют п р е д е л ь н ы м в и р а ж о м.

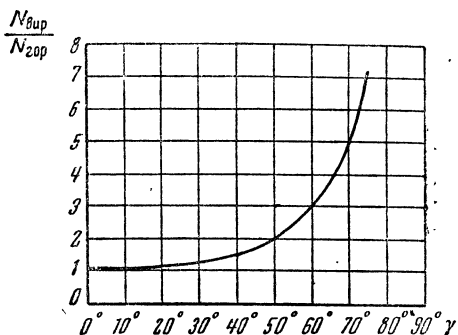


Рис. 171. Увеличение потребной для виража мощности в зависимости от угла крена

Предельный вираж с максимальным углом крена можно выполнить только на определенном угле атаки и соответствующей скорости. Точно так же предельный вираж минимального радиуса и предельный вираж с минимальным временем выполнения соответствуют определенным и притом разным углам атаки, а следовательно, и разным скоростям. Но если поставить условие, что ради безопасности скорость на вираже должна быть не меньше $V_{\text{эк. впр}}$ (о чем мы говорили в § 71), то минимальный радиус, минимальное время и максимальный угол крена получаются практически на одной скорости, а именно на $V_{\text{эк. впр}}$. Если $\gamma_{\text{макс}} = 60^\circ$, то минимальный радиус и минимальное время можно приближенно определить по формулам, выведенным в § 69:

$$R_{\text{мин}} = \frac{V_{\text{впр}}^2}{9,8 \operatorname{tg} \gamma} \text{ (м)},$$

$$t_{\text{мин}} = 0,64 \frac{V_{\text{впр}}}{\operatorname{tg} \gamma} \text{ (сек)},$$

где $V_{\text{впр}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{впр}}}$.

Задача 54. Определить потребную скорость, минимальный радиус и минимальное время предельного виража без снижения самолета Як-18 (у земли) при весе $G = 1\,050 \text{ кг}$.

При заданных условиях у самолета Як-18 экономическая скорость $V_{\text{эк}} = 33 \text{ м/сек}$. Так как при крене 60° перегрузка $n = 2$, то $V_{\text{эк. впр}} = 33\sqrt{2} = 46 \text{ м/сек}$.

По тригонометрическим таблицам находим, что $\operatorname{tg} 60^\circ = 1,732$. Подставляя найденные данные в формулы, получим:

$$R_{\text{мин}} = \frac{46^2}{9,8 \cdot 1,732} \approx 120 \text{ м},$$

$$t_{\text{мин}} = 0,64 \frac{46}{1,732} \approx 17 \text{ сек.}$$

Итак, для совершения *предельного* правильного виража на самолете Як-18 у земли необходимо, чтобы скорость на вираже была не меньше 160 км/час —при работе мотора на полном газе.

Задача 55. Определить скорость, потребную для предельного виража у земли на самолете УТ-2 (при $G = 938 \text{ кг}$), а также радиус и время предельного виража (считая, что $\gamma_{\text{макс}} = 60^\circ$).

О т в е т: $V_{\text{эк. впр}} \approx 148 \text{ км/час}$,

$R_{\text{мин}} \approx 109 \text{ м}$,

$t_{\text{мин}} \approx 15 \text{ сек.}$

Задача 56. Определить потребную скорость, радиус и время предельного виража самолета По-2 у земли при весе $G = 890 \text{ кг}$.

О т в е т: $V_{\text{эк. впр}} \approx 112 \text{ км/час}$,

$R_{\text{мин}} \approx 60 \text{ м}$,

$t_{\text{мин}} \approx 12 \text{ сек.}$

Влияние высоты на предельный вираж. С подъемом на высоту мощность мотора падает, следовательно, запас мощности уменьшается (у невы-

сотных моторов—от «земли», у высотных—от границы высотности). Так как для предельного виража нужен весь запас мощности, то, очевидно, по мере увеличения высоты максимальный угол крена будет уменьшаться, минимальный радиус виража будет расти, будет увеличиваться и минимальное время виража. По достижении потолка запас мощности становится равным нулю, а так как без запаса мощности правильный вираж сделать невозможно, то на потолке всякий вираж должен повести к снижению, т. е. на потолке вираж (даже с самым малым креном) без снижения невозможен.

§ 74. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ И РАБОТА РУЛЕЙ НА ПРАВИЛЬНОМ ВИРАЖЕ

Для совершения виража, как мы убедились, самолет нужно наклонить. Этого, однако, недостаточно. В результате крена создается центростремительная сила и самолет начинает двигаться по кривой, но хвост, как показывает рис. 156, противодействует повороту. Поэтому, наклоняя самолет элеронами, мы должны одновременно отклонить руль направления в сторону виража.

Необходимость этого диктуется еще и другой, правда, второстепенной причиной.

На вираже внешнее крыло движется по кривой большего радиуса, чем внутреннее (рис. 172), и поэтому скорость его больше. Ясно, что в результате этого подъемная сила и лобовое сопротивление внешнего крыла оказываются больше, чем внутреннего. К чему ведет разница подъемных сил крыльев, мы поясним ниже, разница же лобовых сопротивлений дает момент, тормозящий движение внешнего крыла, т. е. противодействующий движению самолета по кривой. Этот момент вместе с противодействующим виражу моментом хвоста мы и уравниваем рулем направления, отклонив его в сторону виража (рис. 172).

Таким образом, для совершения правильного виража (с креном 30° — 45°) надо увеличить скорость, а затем плавно дать ручку управления и педаль в сторону желаемого виража. По достижении нужного крена и необходимой угловой скорости ручку управления, а также слегка и педаль приходится отжимать в обратную сторону. Объясняется это следующим. На вираже подъемная сила внешнего крыла получается больше, чем внутреннего и, следовательно, возникает момент, стремящийся увеличить крен: чтобы парализовать этот момент, и приходится по достижении нужного крена отжимать ручку в обратную сторону (поддерживать крен, как говорят летчики). Но, отжимая ручку в обратную сторону, мы уничтожаем одну из указанных выше причин, требующих отклонения руля направления в сторону виража; поэтому одновременно с ручкой надо слегка отжать и педаль в обратную сторону. Наилучшим

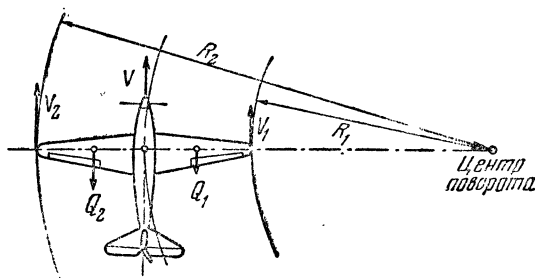


Рис. 172. Уравнивание противодействующих виражу моментов рулем направления

ручки управления и педали в обратную сторону должен быть тем больше, чем энергичнее мы осуществляли ввод самолета в вираж.

На вираже, после того как ввод закончен, крен, угловую скорость и положение капота относительно горизонта сохраняем постоянными.

Для вывода самолета из виража ручка управления и педаль, естественно, даются в сторону, обратную виражу.

Скажем теперь о выполнении глубоких виражей с креном 60° .

Увеличив скорость соответственно крену, начинаем ввод в глубокий вираж совершенно так же, как и в мелкий, т. е. одновременным движением ручки и педалью в сторону виража. По мере увеличения крена увеличиваем и обороты мотора с таким расчетом, чтобы при крене 45° обороты были даны полностью. Когда крен приближается к 45° , положение самолета относительно горизонта изменяется так, что рули как бы меняются местами; поэтому отклонение руля направления в сторону виража будет создавать теперь пикирующий момент, для получения же прежнего эффекта руля направления, т. е. для создания угловой скорости, мы должны немного отклонить в сторону виража руль высоты. Таким образом, с приближением крена к 45° для вращения самолета немного выбираем ручку на себя, педаль же, данную при вводе в сторону виража, убираем и удерживаем самолет по горизонту нажимом на «обратную» педаль. Таким путем доводим крен до 60° .

Чтобы самолет не увеличивал крена, поддерживаем его ручкой в сторону, обратную крену.

Теперь сделаем еще два замечания.

На глубоком вираже, беря ручку немного на себя, мы рулем высоты заставляем самолет вращаться в горизонтальной плоскости (подобно тому, как обычно этим рулем мы вращаем самолет в вертикальной плоскости), но основная функция руля высоты—изменять угол атаки—остается всегда неизменной. Стало быть, беря ручку на себя при выполнении глубокого виража, мы увеличиваем угол атаки, который при этом получается близким к экономическому. Если мы возьмем ~~немного~~ лишнего ручку на себя, угол атаки станет больше экономического и, следовательно, скорость упадет ниже $V_{\text{эк. в. пр.}}$, т. е. ниже минимальной допустимой скорости на вираже. В результате легко возможен срыв обтекания, потеря управляемости и, несмотря на относительно большую скорость, срыв и штопор. Об этом следует помнить и не допускать перетягивания ручки на себя.

Из предыдущего известно, что с увеличением крена потребная для виража мощность быстро растет, и для виража с креном $60-65^\circ$, т. е. предельного виража, требуется полная мощность ВМГ. Поэтому, вводя самолет в глубокий вираж, мы должны, как было сказано, дать полные обороты мотору при крене около 45° , т. е. в то время, когда мы, беря ручку управления на себя, увеличиваем угол атаки. Если же не дать полной мощности, глубокий вираж получится со снижением (потерей высоты).

В заключение заметим, что поведение самолета на правых и левых виражах неодинаково. Если на самолете стоит винт правого вращения, то на правом вираже под влиянием гироскопического момента винта самолет стремится опустить нос, а на левом—поднять нос (с виагом левого вращения—наоборот). Если мы этого не будем учитывать и не будем при-

держивать машину соответствующей педалью, то на глубоких виражах стремление опустить нос может повести к «зарыванию» самолета, а стремление поднять нос — к потере скорости.

Это следует твердо помнить.

О правильности виража и отсутствии скольжения летчик может судить по нескольким признакам.

Во-первых, по скорости на вираже: она увеличена и в зависимости от величины крена доходит до $1,5 \div 1,6$ экономической скорости горизонтального полета.

Во-вторых, по положению шарика в трубке указателя поворота и скольжения: шарик стоит в середине трубки и это свидетельствует об отсутствии скольжения (рис. 173, б).

В-третьих по своему ощущению и положению тела: летчик не чувствует никакого неудобства от накренения самолета, его лишь прижимает к сиденью, но сидит он прямо, не отклоняясь к какому-либо борту (рис. 173, а). Объясняется это тем, что равнодействующая силы веса и центробежной силы лежит в плоскости симметрии самолета.

В-четвертых (если кабина открытая), по отсутствию задувания справа и слева (поскольку скольжение отсутствует, т. е. встречный поток набегаёт параллельно плоскости симметрии).

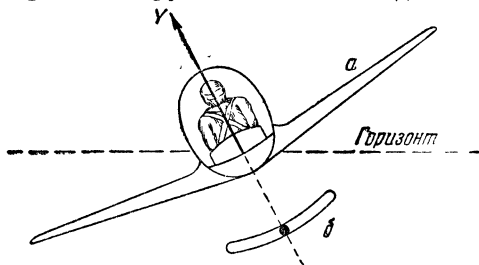


Рис. 173. Положение тела летчика и шарика указателя скольжения на правильном вираже

§ 75. ВИРАЖИ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ И ОШИБКИ НА ВИРАЖАХ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

Мы рассмотрели правильный вираж — вираж без скольжения. Теперь остановимся на виражах со скольжением, которые иногда выполняются умышленно, а чаще — являются результатом неточного пилотирования при выполнении правильных виражей.

Рассмотрим сначала глубокий вираж со скольжением во внутреннюю сторону кривой, или, как говорят, с внутренним скольжением.

Предположим, что, делая глубокий левый вираж (рис. 174), мы настолько увеличили крен, что, несмотря на достаточную скорость, вертикальная составляющая подъемной силы Y_1 стала меньше веса G и равновесие сил по вертикали нарушилось (рис. 174, а).

Чтобы восстановить равновесие сил по вертикали, отклоняем рули направления во внешнюю сторону, т. е. нажимаем правую педаль, поднимая этим нос самолета и создавая скольжение на внутреннее (левое) крыло (рис. 174, б и в). В результате бокового обдувания фюзеляжа возникает боковая аэродинамическая сила Z , зависящая от величины угла скольжения β . Сила Z дает при достаточных углах β и γ добавочную вертикальную силу Z_1 (рис. 174, в), так что вместе с силой Y_1 они уравнивают вес G , в результате чего самолет будет совершать глубокий вираж (больше 65° , без снижения).

Внутреннее скольжение летчик ощущает при открытой кабине по задуванию с внутренней стороны виража (поскольку поток обдувает самолет несимметрично). Кроме того, летчика отклоняет в сторону скольжения, в нашем примере к внутреннему борту (испытывая из-за этого неудобство, летчик невольно отклоняется к внешнему борту). В сторону внутреннего борта отклоняется также от центрального положения и шарик указателя скольжения.

При выполнении глубоких виражей нередко допускают ошибку, которая на малой высоте может повести к катастрофе. Вводя самолет

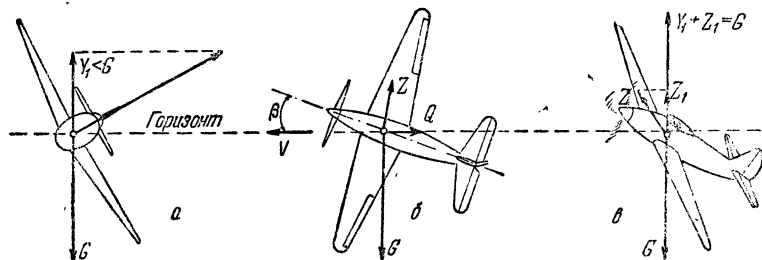


Рис. 174. Глубокий вираж (левый) с внутренним скольжением

в предполагаемый глубокий вираж, летчик правильно увеличивает скорость, но слишком рано, т. е. еще при сравнительно малом крене, начинает выбирать ручку и нажимать «обратную» педаль. Вследствие преждевременного сильного увеличения подъемной силы самолет задирается, скорость падает, и к тому времени, когда крен становится большим, скорость оказывается настолько недостаточной, что самолет сваливается на крыло.

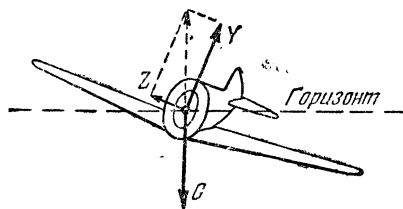


Рис. 175. Полет по горизонтальной прямой с креном и скольжением

заканную выше ошибочность преждевременного нажатия обратной педали при вводе самолета в глубокий вираж). И если сила Z уравнивает центробежную силу, то самолет, несмотря на крен, полетит, очевидно, по прямой, правда, со скольжением. В этом случае скольжение, конечно, нельзя назвать внутренним, так как термины «внутреннее» и «внешнее» скольжение применимы только при движении самолета по кривой. Здесь мы будем иметь скольжение на опущенное крыло. Такой полет по горизонтальной прямой аналогичен полету при планировании с креном и скольжением.

Рассмотрим теперь вираж с внешним скольжением.

Предположим, что мы летели по горизонтальной прямой и, не давая крена, немного отклонили руль направления влево и этим создали

скольжение на правое крыло (рис. 176). Вследствие бокового обдувания фюзеляжа возникает боковая сила Z , которая начинает играть роль центробежной силы; под действием этой силы самолет начинает описывать криволинейную траекторию влево. В ту же сторону действует и составляющая силы тяги—сила P_2 (силу тяги мы разлагаем по направлению скорости полета и перпендикулярно ей, помня, что скорость всегда направлена по касательной к кривой). Так как силы Z и P_2 невелики, то криволинейная траектория полета получится очень большого радиуса. Самолет, двигаясь по ней, будет иметь все время скольжение на внешнее крыло.

Вирав с внешним скольжением без крена, выполняемый только рулем направления, обычно получается вялым. Если же летчик, желая

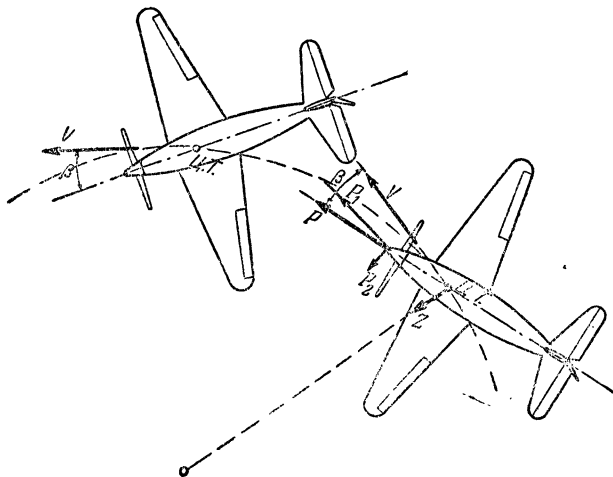


Рис. 176. Плоский вирав с внешним скольжением (плоский вирав с заносом)

уменьшить радиус виража, нажимает сильно педаль, то возникает большой кренящий момент во внутреннюю сторону. Чтобы удержать самолет от крена, летчик резко дает ручку управления в сторону, обратную крену, но это приносит мало пользы, а если угол атаки велик, то только ухудшает дело, так как на большом угле атаки опущенный элерон (у внутреннего крыла) сильно тормозит, отчего самолет еще больше увеличивает крен и сваливается на крыло.

Из сказанного можно заключить, что вирав с внешним скольжением без крена нецелесообразен, а на малой высоте—недопустим, так как может повести к потере скорости.

При внешнем скольжении шарик указателя скольжения отклоняется к внешнему борту. Летчик испытывает неудобство от того, что его отклоняет к внешнему борту (это заставляет его невольно отклоняться к внутреннему борту); кроме того, если кабина открытая, он ощущает задувание с внешней стороны виража.

§ 76. СПИРАЛЬ. СКОРОСТЬ НА СПИРАЛИ. НАИВЫГОДНЕЙШАЯ СПИРАЛЬ

С п и р а л ь ю называется длительный вираж по наклонной траектории, например, при планировании (рис. 177, а). Если крен невелик и радиус довольно большой, спираль получается пологой. Если крен больше 45° и радиус соответственно мал, спираль называют к р у т о й.

Действие сил на спирали в общем то же, что и на горизонтальном вираже, с той лишь разницей, что на спирали сила тяги обычно отсутствует и ее роль выполняет составляющая силы веса. Точно так же и техника

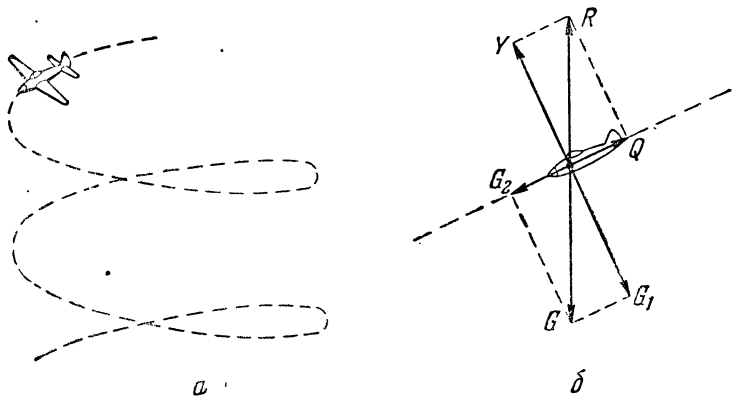


Рис. 177. Спираль (а); схема сил при установившемся планировании (б)

выполнения спирали почти не отличается от техники выполнения виража в горизонтальной плоскости.

Скорость на спирали. Так же, как на вираже, скорость на спирали должна соответствовать крену и радиусу спирали.

Вспомним схему сил при установившемся планировании (рис. 177, б) и представим себе, что, не изменяя угла атаки, мы наклонили самолет для совершения спирали; тогда подъемная сила Y тоже наклонится и даст составляющую, направленную внутрь спирали—центростремительную силу, другая же ее составляющая, направленная по линии действия составляющей веса G_1 , не сможет уравновесить последнюю и поэтому увеличится вторая составляющая веса—сила G_2 , а это вызовет увеличение скорости. В результате увеличения скорости подъемная сила возрастет и снова наступит равновесие сил (при несколько большей скорости). Таким образом, на спирали скорость по траектории больше, чем на прямой планировании с тем же углом атаки, и она должна быть тем больше, чем больше крен и чем меньше радиус спирали. Следовательно, если мы планировали по прямой с малой скоростью, то для выполнения спирали мы должны предварительно увеличить скорость соответственно предполагаемому крену и радиусу спирали. Так как тяга на планировании отсутствует и скорость мы увеличиваем путем увеличения угла планирования (давая ручку от себя), а при определении

величины его нетрудно ошибиться (если ориентироваться только по положению верхнего края капота относительно горизонта), то ясно, что при выполнении спирали полезно контролировать правильность пилотирования по указателю скорости. Недостаток скорости ведет к тем же последствиям, что и на горизонтальном вираже, т. е. к падению на крыло и пикированию или штопору.

Нужно также иметь в виду, что на спирали вертикальная скорость планирования (скорость снижения) тоже больше, чем на прямолинейном планировании с тем же углом атаки, поскольку V_D зависит от $V_{пл}$ (см. § 31), т. е. на спирали самолет быстрее теряет высоту, чем на планировании по прямой.

Все сказанное относится, разумеется, и ко всякому развороту на планировании (вираж при планировании обычно называют разворотом), т. е. когда мы делаем только часть витка спирали (например, разворот на 90° , на 180°).

Наивыгоднейшая спираль. Практический интерес представляет спираль, на которой самолет за один виток теряет наименьшую высоту, т. е. когда вертикальная скорость планирования минимальна. Такую спираль называют **наивыгоднейшей**. Напомним, что на планировании по прямой минимальная вертикальная скорость получается при экономическом угле атаки (см. § 31). Для наивыгоднейшей спирали требуется крен 45° и скорость, превышающая экономическую, соответственно крену. Так как при наивыгоднейшей спирали запас скорости невелик, то в случае относительно небольшой ошибки летчика возможна потеря скорости. Поэтому выполнять наивыгоднейшую спираль следует только на безопасной высоте.

§ 77. БОЕВОЙ РАЗВОРОТ И ВЫПОЛНЕНИЕ ЕГО. ПРЕИМУЩЕСТВА БОЕВОГО РАЗВОРОТА

Боевым разворотом называется быстрый вираж на 180° с переменным креном и с набором высоты (рис. 178). Такой вираж часто применяется в воздушном бою, почему и называется боевым разворотом.

Чтобы выполнить боевой разворот, на достаточной скорости даем ручку и педаль в сторону разворота и одновременно берем ручку на себя (почти доотказа, если скорость велика), т. е. энергично вводим самолет в глубокий вираж с одновременным подъемом. Самолет на развороте взмывает вверх, причем по мере подъема крен увеличивается, а радиус разворота соответственно уменьшается. Примерно в середине разворота крен достигает максимальной величины, а радиус—минимальной. В этот момент даем ручку в сторону, обратную крену, и, чтобы ускорить выравнивание крена, даем и обратную педаль (почти доотказа), т. е. меняем внешнее скольжение на внутреннее. При этом ручка остается взятой на себя. Как только самолет выровнен из крена и взято нужное направление полета (оно исправляется элеронами), руль направления и элероны ставим нейтрально и ручку плавно даем от себя.

Для совершения боевого разворота нужна начальная скорость, превышающая минимальную **не меньше**, чем в 1,5 раза (при меньшей скорости самолет может легко потерять скорость в середине разворота). Поэтому боевой разворот обычно выполняют на полном газе. На само-

лете с большим запасом мощности (например, истребители) можно начать разворот на среднем газе, а затем, одновременно с взятием ручки на себя, дать полный газ.

Что касается крена, то в середине разворота он может быть доведен до $80-90^\circ$; однако это выгодно только в том случае, если мы ставим себе задачу как можно быстрее развернуться, набор же высоты во время разворота нас особенно не интересует. Если же, наоборот, нам важно на развороте набрать как можно больше высоты, то слишком большой крен нецелесообразен, так как с увеличением крена увеличивается необходимая для разворота мощность и, следовательно, для набора высоты ее остается мало. Если нас интересует и набор высоты и быстрота разворота, то наиболее выгодным будет крен в $60-65^\circ$.

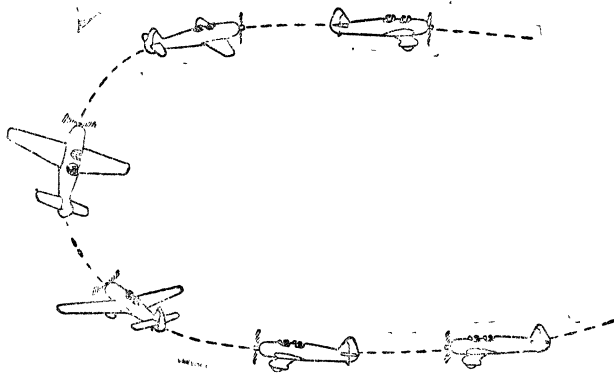


Рис. 178. Висовой разворот

Перегрузка на боевом развороте немного больше, чем на обычном вираже, но не превышает 3.

Преимущества боевого разворота. Первое и главное преимущество боевого разворота перед обычным виражем состоит в том, что самолет, разворачиваясь, в то же время набирает значительную высоту, а это в боевых условиях имеет очень большое значение.

Второе преимущество боевого разворота заключается в том, что он позволяет быстрее, чем обычный вираж, изменить направление полета на обратное, так как при боевом развороте подъемная сила, играющая роль центробежной силы, сразу возрастает до максимальной величины и падает лишь при выравнивании.

Вираж с подъемом, метко названный боевым разворотом, есть наиболее выгодный и естественный поворот самолета. Это подтверждается и тем, что птицы всегда разворачиваются именно так.

ШТОПОР САМОЛЕТА

§ 78. РЕЖИМЫ ШТОПОРА (общее понятие)

Штопором самолета называют такое его движение, когда он, опускаясь, быстро вращается вокруг некоторой вертикальной оси, лежащей немного впереди самолета; при этом центр тяжести самолета описывает спираль. Общее представление о штопоре дает рис. 179.

На штопоре фюзеляж самолета занимает не вертикальное, а более или менее наклонное положение. По наклону фюзеляжа судят о режиме установившегося штопора, причем различают три возможных режима штопора. Если наклон фюзеляжа составляет $60 \div 70^\circ$ к горизонту, то штопор называют крутым, или нормальным (рис. 180). Если наклон фюзеляжа меньше 60° , то штопор называют пологим. Если же наклон фюзеляжа значительно меньше и составляет 30° или еще меньше, то штопор называют плоским (рис. 181).

На всех этих режимах штопора угол атаки больше критического и чем положе штопор, тем больше угол атаки. На крутом штопоре угол атаки в среднем составляет $25-30^\circ$, на плоском достигает $60 \div 65^\circ$.

Скорость по траектории на штопоре не особенно велика, во всяком случае много меньше скорости отвесного пикирования. Однако на крутом штопоре она все же значительна (примерно равна $1,8 \div 2,0 V_{\text{мин}}$) и поэтому самолет быстро теряет высоту. На плоском штопоре скорость по траектории лишь немного превышает минимальную ($1,1-1,2 V_{\text{мин}}$).

На крутом штопоре самолет за один виток снижается примерно на $100-150$ м (в зависимости от размеров самолета и его летных данных), на плоском— $50-100$ м.

Скорость вращения на штопоре очень велика. У малых быстроходных самолетов на крутом штопоре время одного оборота, или, как говорят, витка, составит всего лишь $2-2,5$ секунды, а на плоском еще меньше.

Перегрузка на крутом штопоре равна $2,8-3,0$, на плоском— $1,3-1,5$.

Сказанное о режимах штопора полезно свести в таблицу.

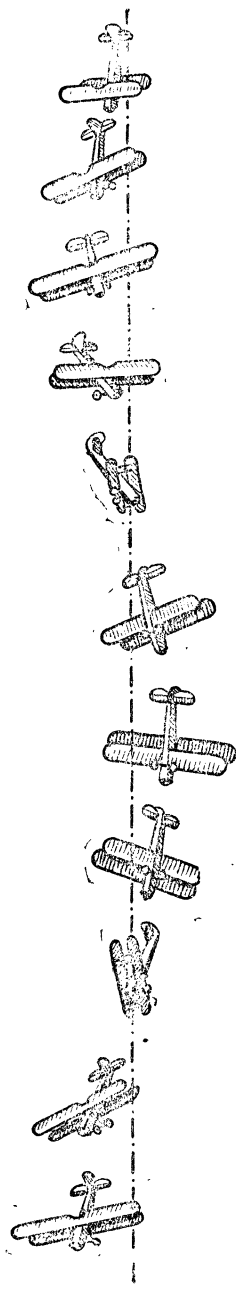


Рис. 179. Штопор самолета (зарисовка штопора по кино-снимкам)

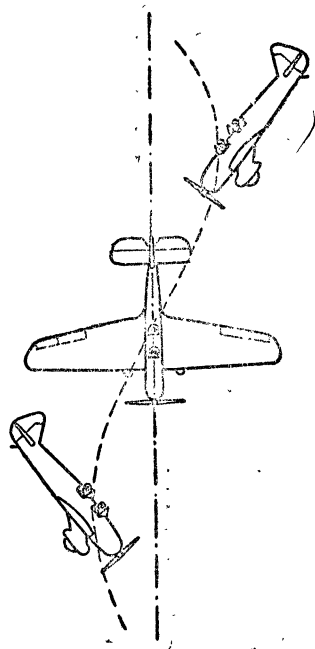


Рис. 180. Крутой, или нормальный, штопор

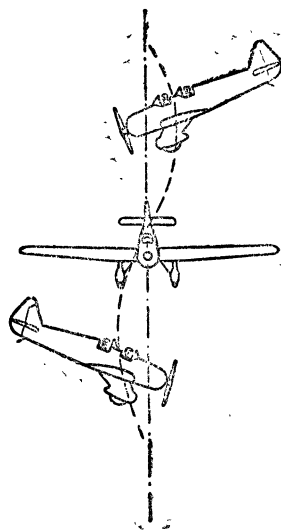


Рис. 181. Плоский штопор

Характеристики режимов штопора

Характеристики	Крутой (нормальный) штопор	Плоский штопор
Наклон фюзеляжа к горизонту	$60 \div 70^\circ$	$20 \div 30^\circ$
Угол атаки крыльев	$25 \div 30^\circ$	$60 \div 65^\circ$
Скорость по траектории	$1,8 \div 2,0 V_{\text{мин}}$	$1,1 \div 1,2 V_{\text{мин}}$
Снижение за один виток	$100 \div 150 \text{ м}$	$50 \div 100 \text{ м}$
Скорость вращения (время одного витка) . .	$2 \div 2,5 \text{ сек}$	$1,5 \div 2 \text{ сек}$
Перегрузка	$2,8 \div 3,0$	$1,3 \div 1,5$

Штопор может быть неумышленным (вследствие ошибки в пилотировании) и умышленным. Первые случаи штопора—на заре авиации—были, конечно, неумышленными. Так как явление штопора тогда было совершенно не изучено, то случаи эти нередко кончались катастрофами. В начале первой мировой войны (1914—1918 гг.) отдельные летчики уже научились делать штопор умышленно; тогда же была практически разработана методика вывода самолета из штопора.

В настоящее время умышленный штопор неоднократно делается каждым летчиком еще при обучении полетам. Основная цель этих упражнений заключается, во-первых, в том, чтобы летчики изучили на практике условия срыва самолета в штопор и в дальнейшем не допускали ошибок, ведущих к штопору, а во-вторых, конечно, в том, чтобы каждый летчик умел выводить машину из неумышленного штопора, если он все-таки произойдет. Однако одних только практических навыков недостаточно. Штопор—сложное явление, весьма опасное на малой высоте. Поэтому летчик должен знать причины штопора, знать, какие факторы и как влияют на штопор и осмысленно относиться к работе рулей как на входе, так и особенно на выводе самолета из штопора.

§ 79. ПРИЧИНЫ ШТОПОРА.

АВТОРОТАЦИЯ КРЫЛА.

ВРАЩАЮЩИЕ МОМЕНТЫ НА ШТОПОРЕ

Штопор самолета всегда связан с потерей скорости, причем переход в штопор может произойти с прямолинейного и с криволинейного полета. Основным условием перехода самолета в штопор является критический угол атаки при срыве обтекания крыла. Это справедливо для всех случаев перехода самолета в штопор. *Срыв обтекания—причина потери поперечной устойчивости, а тем самым и причина начала штопора.*

Срыв обтекания часто бывает неравномерным, в результате чего нарушается равенство подъемных сил крыльев, и самолет сваливается на крыло, начиная штопор. Если срыв обтекания происходит резко, то штопор начинается сам, лишь только угол атаки достигнет достаточной величины. Если же крыло не имеет резкого срыва обтекания, то штопор начинается в том случае, когда на большом угле атаки самолету дан

закручивающий толчок рулем направления (или сильно отклонены элероны), т. е. самолету дано резкое скольжение. При скольжении срыв обтекания происходит раньше со стороны, обратной скольжению (рис. 182), поэтому самолет сваливается именно в эту сторону.

Таким образом, если угол атаки близок к критическому и, следовательно, крыло близко к срыву обтекания, то нельзя много и резко отклонить руль направления или элероны, так как этим мы свалим самолет в штопор.

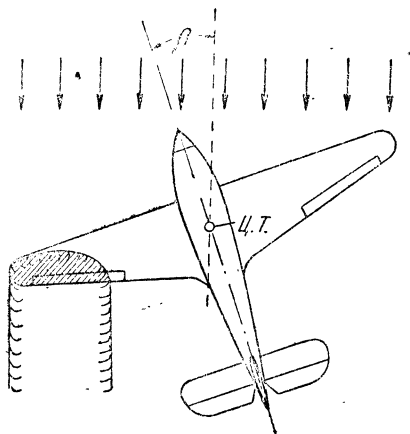


Рис. 182. Срыв обтекания со стороны, обратной скольжению

Если же мы желаем сделать умышленный штопор, то, наоборот, доведя самолет до критического угла атаки, надо дать педаль (доотказа) в сторону желаемого штопора, т. е. для левого—левую (скольжение в сторону правого крыла), а для правого—правую (скольжение в сторону левого крыла).

После того, как самолет, свалившись на крыло, начнет штопор, вращение будет усиливаться, затем скорость вращения установится, и самолет вследствие авторотации крыла будет штопорить до тех пор, пока мы не примем мер для вывода самолета из штопора.

Авторотация крыла. Об авторотации крыла было сказано в главе V. Остановимся несколько подробнее.

А в т о р о т а ц и е й, или самовращением, называется способность некоторых тел приходить во вращение под действием потока. Если тело имеет симметричную форму, то авторотация кажется непонятной. Вопросам авторотации много внимания уделял проф. Н. Е. Жуковский. Он рассматривал, например, вращение плоских пластинок относительно оси, перпендикулярной потоку (рис. 183, а). Этот случай авторотации можно легко наблюдать, если, вырезав из картона прямоугольную полоску, бросить ее ребром вниз: падая, она придет в быстрое вращение (рис. 183, б). Объяснение этого явления заключается в том, что симметричное тело может обтекаться несимметрично.

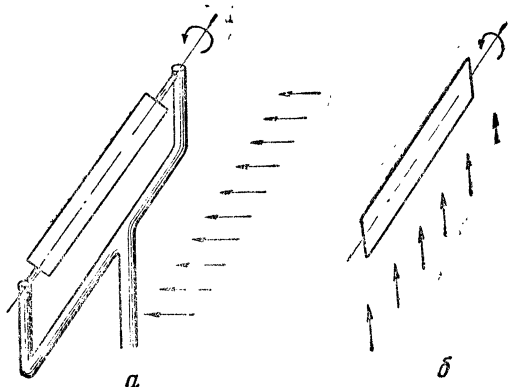


Рис. 183. Авторотация плоской пластинки

С развитием авиации для изучения штопора самолета стали рассматривать авторотацию моделей крыльев относительно оси, совпадающей с линией полета. Для таких опытов устанавливают в аэродинамической трубе модель крыла (или самолета), укрепленной на оси, вращающейся на подшипниках и совпадающей с осью трубы (рис. 184); при этом ось

вращения проходит через центр тяжести модели. Модель устанавливается так, что угол атаки и угол скольжения можно менять. Авторотация крыла наблюдается на углах атаки больше критического (т. е. при наличии срыва обтекания). Под действием потока авторотация или начинается сама собой (в этом случае ее называют *я в н о й*), или же для начала авторотации нужно предварительно сообщить модели некоторую угловую скорость (тогда авторотацию называют *с к р ы т о й*).

При лабораторных исследованиях авторотации было обнаружено, что угловая скорость прямо пропорциональна скорости потока и обратно пропорциональна размаху крыльев.

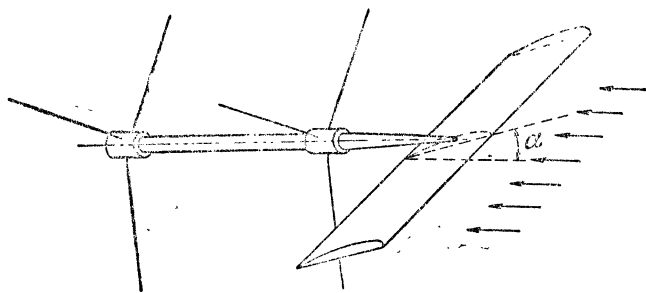


Рис. 184. Установка для исследования авторотации крыла

Вращающие моменты на штопоре. Посмотрим теперь, как возникают вращающие моменты на штопоре.

Пусть летчик довел самолет до критического угла атаки (выбрав ручку управления на себя) и дал доотказа педаль, скажем, левую, вызвав тем сильное скольжение на правое крыло. От скольжения подъемная сила правого крыла возрастет, а левого—сильно уменьшится (вследствие срыва обтекания). Тогда самолет, сваливаясь под действием сильного кренящего момента на левое крыло и опуская нос, начнет тем самым вращение вокруг оси x и одновременно вокруг оси y (рис. 185).

Чтобы выяснить, почему вращение будет продолжаться дальше и даже усилится, посмотрим, какие углы атаки будут у крыльев.

Угол атаки, как известно, есть угол между направлением скорости и хордой крыла. Начав вращение, самолет одновременно падает и, следовательно, скорость V направлена вниз (рис. 185). Учитывая это, мы получим, что у середины крыла угол атаки будет α (равный примерно $15-20^\circ$). Однако у концов крыльев углы атаки будут совсем другие. В самом деле, правое крыло поднимается (вследствие вращения вокруг оси y), тогда как левое крыло опускается и как бы отходит назад; следовательно, у правого крыла, кроме скорости V , будет еще некоторая окружная скорость W_1 , а у левого W_2 , направленная в обратную сторону. Сложив эти скорости со скоростью V по правилу треугольника, мы получим, что у правого крыла результирующая скорость будет V_1 , а у левого— V_2 . И теперь

мы видим, что у правого крыла угол атаки будет α_1 , т. е. малый, а у левого α_2 , т. е. очень большой (много больше критического). Следовательно, у левого крыла (опускающегося) будет полный срыв обтекания, тогда как у правого крыла обтекание будет плавным. Вследствие этого подъемная сила правого крыла V_1 окажется больше подъемной силы левого крыла V_2 , тогда как лобовое сопротивление Q_1 будет, наоборот, меньше лобового сопротивления Q_2 (не следует забывать, что у левого крыла вследствие срыва обтекания мы будем иметь резкое падение коэффициента подъемной силы c_y и сильный рост коэффициента лобового сопротивления c_x). В результате такого неравенства подъемных сил и лобовых сопротивлений и создаются вращающие моменты вокруг осей x и y . Таким обра-

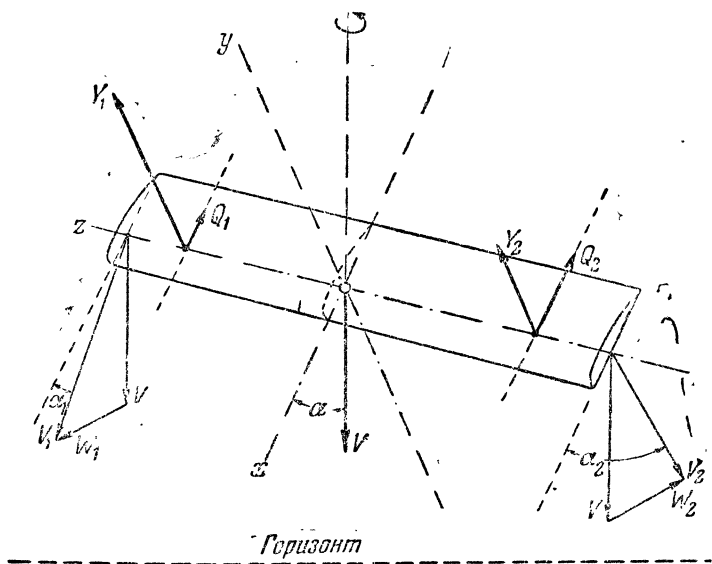


Рис. 185. Схема сил, действующих на крыло при штопоре (левом)

зом, начавшееся штопорное вращение самолета будет продолжаться и даже некоторое время усиливаться. Но с ростом угловой скорости угол атаки на правом крыле становится слишком малым и в итоге вращающие моменты исчезают. Это соответствует *установившемуся штопору*, который достигается через 4÷6 витков после начала штопора и продолжается до тех пор, пока мы не прекратим штопора.

Чтобы прекратить штопор, надо прекратить вращение, а затем вывести самолет в нормальный полет. Как было показано выше, самолет вращают главным образом крылья. Отсюда ясно, что надо поставить крылья в такое положение, при котором они не дают вращения, т. е. под малыми углами атаки. Таким образом, основная задача при выводе самолета из штопора—это уменьшить угол атаки крыльев.

Но прежде чем говорить о технике вывода самолета из штопора, посмотрим, какие факторы и как влияют на штопор.

§ 80. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ И НЕКОТОРЫХ ДРУГИХ ФАКТОРОВ НА ШТОПОР

На переход самолета в штопор, на режим штопора и на выход из штопора влияет много факторов. Главные из них: аэродинамические характеристики крыла, размеры самолета и расположение грузов по длине фюзеляжа, центровка самолета и форма рулей.

На переход самолета в штопор сильно влияют характеристики профиля крыла. Как было сказано раньше, причиной перехода самолета в штопор является срыв обтекания при критическом угле атаки. Чем внезапнее происходит срыв, т. е. чем резче происходит падение подъемной силы, тем легче самолет переходит в штопор. Наиболее резкое падение подъемной силы при критическом угле атаки дают крылья тонкого профиля, что хорошо видно из рис. 186, на котором изображены кривые изменения коэффициента подъемной силы C_y в зависимости от угла атаки у тонкого, толстого и разрезного крыльев. Поэтому самолет с тонким крылом легко переходит в штопор. У толстого крыла падение подъемной силы происходит более плавно (поскольку срыв обтекания происходит более постепенно), поэтому даже в случае неравномерного срыва обтекания на обоих крыльях разница в подъемных силах правого и левого крыльев получается сравнительно небольшой и часто удается удержать машину элеронами и рулем направления от срыва в штопор. Наконец, разрезное крыло даст еще более плавное падение подъемной силы, причем—и это главное—критический угол атаки отодвигается, как видим, до 25° и более. Поэтому самолет с разрезным крылом трудно «загнать» в штопор, если другие факторы, ухудшающие штопорные свойства самолета, отсутствуют (например, задняя центровка). Отсюда следует, что самолет с разрезным крылом в отношении непроизвольного штопора наиболее безопасен.

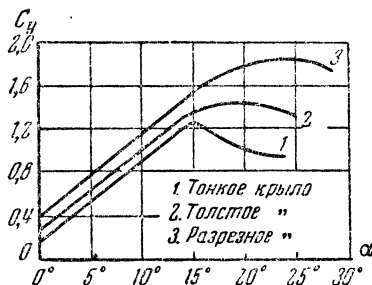


Рис. 186. Изменение коэффициента подъемной силы при увеличении угла атаки у тонкого, толстого и разрезного крыльев

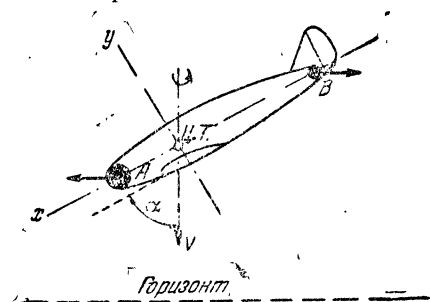


Рис. 187. Влияние инерционных сил фюзеляжа на штопор

На режим штопора сильно влияют размеры самолета и расположение грузов, что объясняется действием инерционных сил.

Представим себе, что вся масса передней части фюзеляжа (с мотором и пр.) сосредоточена в одном ограниченном месте A (рис. 187), а масса задней части фюзеляжа—в одном месте B . Так как самолет на штопоре вращается вокруг некоторой вертикальной оси, то массы A и B разовьют центробежные силы, момент которых будет стремиться повернуть самолет вокруг поперечной оси z и поставить его в горизонтальное положение.

Таким образом, на штопоре самолет стремится поднять нос (увеличить угол атаки) и перейти в пологий и даже плоский штопор. Эта склонность зависит от момента инерции, который прямо пропорционален массе и квадрату расстояния, на которое масса удалена от оси вращения. Отсюда следует, что чем больше будут вес и длина фюзеляжа и чем больше будут разнесены грузы по оси x , тем больше будет момент инерции относительно оси z и, следовательно, тем сильнее будет у самолета тенденция к переходу на пологий или даже плоский штопор.

Следует заметить, что инерционные силы развивают и другие части самолета (крылья, шасси) и значит инерционные моменты получаются и относительно осей x и y , но по сравнению с моментами фюзеляжа относительно оси z они обычно сравнительно невелики.

На переход самолета в штопор, на режим штопора и на выход из штопора *сильно влияет центровка самолета*. Из главы V (§ 40) известно,

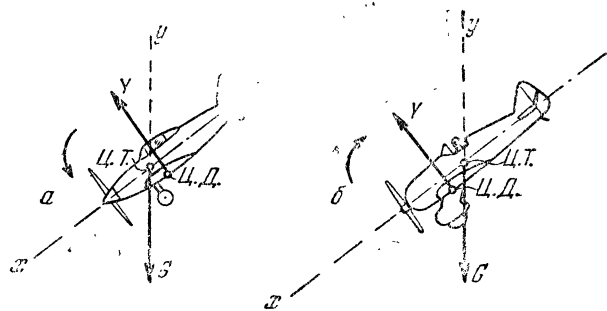


Рис. 188. Влияние центровки на штопор

что при очень передней центровке (25% САХ и меньше) крыло на больших углах атаки дает большой пикирующий момент. Отсюда ясно, что при очень передней центровке у самолета будет сильная тенденция перейти в пикирование, т. е. уменьшить угол атаки (рис. 188, а), вследствие чего самолет неохотно переходит в штопор (который получается крутым, т. е. нормальным) и легко и быстро из него выходит. При отодвигании Ц. Т. назад картина начинает ухудшаться и резко ухудшается при очень задних центровках. Объясняется это тем, что, начиная с центровки примерно 32% САХ, момент крыла на больших углах атаки из пикирующего становится кабрирующим, а с центровки 35% — большим кабрирующим, т. е. самолет стремится увеличить угол атаки (рис. 188, б). Отсюда ясно, что при задней центровке самолет будет с трудом выходить из штопора (с запаздыванием), а при очень задней центровке может и совсем не выйти из штопора.

На влияние центровки летчику следует обратить особое внимание, так как при эксплуатации самолета его центровка может измениться.

На штопор влияет также положение рулей и стабилизатора, но об этом скажем дальше.

На основании сказанного выше приходим к следующим выводам о режиме штопора.

1. Если инерционные силы фюзеляжа невелики и центровка передняя, то самолет будет делать крутой (нормальный) штопор.

2. В случае более задней центровки, как и в случае большого момента инерции фюзеляжа, штопор получается более пологим.

3. Наконец, в отдельных случаях, когда крыло дает большой вращающий момент и момент инерции фюзеляжа особенно велик, самолет раскручивается почти до горизонтального положения, т. е. получается плоский штопор.

Чем полнее режим штопора, тем труднее вывести самолет из штопора. Причины этого понять нетрудно. В самом деле, чем полнее режим штопора, тем больше скорость вращения и тем больше угол атаки, а так как для вывода самолета из штопора необходимо уменьшить скорость вращения и уменьшить угол атаки и сделать это мы можем лишь при помощи рулей, то, очевидно, при наличии большой скорости вращения и очень большого угла атаки действие рулей скажется не сразу (выход из штопора получится с запаздыванием), в отдельных же случаях рулей может и нехватить.

Заметим здесь, что работа рулей на штопоре сильно ухудшается по сравнению с работой их в нормальном полете по двум основным причинам: во-первых, вследствие наличия больших углов атаки на штопоре, во-вторых, вследствие аэродинамического затенения хвостового оперения крылом, фюзеляжем или же взаимного затенения вертикального и горизонтального оперения. Надо, следовательно, помнить, что на штопоре эффективность рулей и элеронов значительно ниже, чем в нормальном полете.

О режиме штопора мы судим, как было сказано, по наклону фюзеляжа к горизонту. Однако летчику точно определить угол наклона фюзеляжа (особенно при наличии быстрого вращения) бывает иногда затруднительно. Поэтому важно следить за скоростью полета по прибору. Если скорость велика, а именно на 70—80% превышает минимальную скорость горизонтального полета, то это означает, что самолет делает крутой, нормальный штопор. *Чем меньше скорость, тем полнее режим штопора.* И если скорость близка к минимальной скорости горизонтального полета, то это показывает, что самолет делает плоский штопор (плоский штопор нетрудно определить и по наклону фюзеляжа). Следует только учитывать, что на штопоре показания указателя скорости обычно несколько занижены, так как приемник скоростного напора не направлен точно в сторону движения.

О режиме штопора можно судить еще по давлению на ручку управления. На крутом штопоре ручка стремится уйти вперед и ее приходится удерживать в положении на себя (когда мы делаем умышленный штопор). На пологом штопоре давления на ручку почти нет. На плоском же штопоре ручка сама уходит в положение на себя.

Таким образом, если на штопоре скорость падает и ручка уходит в положение на себя, то это показывает, что у самолета есть стремление перейти в плоский штопор. В таком случае следует немедленно вывести машину из штопора (чтобы не попасть в более трудное положение).

Огромное большинство современных самолетов делает крутой или, реже, пологий штопор. Плоский штопор—неумышленный—явление очень редкое. Умышленно плоский штопор также делают редко, главным образом при полетных испытаниях самолетов новых конструкций.

В теории штопора большое внимание уделяется скольжению, которое, как известно, может оказать очень большое влияние на кренящие моменты крыла. Как и на вираже, на штопоре различают внешнее и внутреннее скольжение. Внутренним называют скольжение на то крыло, которое ближе к оси штопора (т. е. находится внутри его траектории). Крутой штопор происходит у всех самолетов с внутренним скольжением. Появление на штопоре непредумышленного скольжения вызывается заворачивающими моментами крыла, гироскопическими эффектами и другими причинами.

§ 82. ВВОД САМОЛЕТА В ШТОПОР. ВЫВОД ИЗ ШТОПОРА. ПЕРЕГРУЗКА НА ШТОПОРЕ

В § 79 мы говорили о вводе самолета в штопор с горизонтального полета при потере скорости. Для этого, как указывалось, сбавив газ, надо постепенно выбрать ручку управления на себя и, когда самолет начнет парашютировать, дать педаль (доотказа) в сторону предполагаемого штопора.

Но можно перевести самолет в штопор и на скорости. Для этого надо быстро выбрать ручку на себя и дать педаль. Самолет начинает делать переворот через крыло, но теряет скорость и срывается в штопор. Следует только иметь в виду, что большая скорость дает более быстрое раскручивание самолета; поэтому, если данный самолет неохотно выходит из штопора, то ввод в штопор на скорости делать не следует.

Можно перевести самолет в штопор с виража. Для этого на сравнительно небольшой скорости начинаем делать глубокий вираж с подъемом, преждевременно выбирая ручку на себя и дав педаль в сторону, обратную виражу. Самолет быстро теряет скорость и начинает падать на опущенное крыло, а затем вследствие большого угла атаки и сильного скольжения резко выравнивает крен и срывается в штопор в сторону, обратную виражу (в ту сторону, куда дана педаль).

Мы указали основные способы умышленного ввода самолета в штопор. Что касается неумышленных срывов в штопор, то ясно, что они бывают в тех случаях, когда летчик, допуская ошибку в пилотировании, действует рулями так, как это требовалось бы для умышленного штопора (случаи неумышленного срыва в штопор отмечались в предыдущих главах).

Вывод из штопора. В § 79 мы пришли к заключению, что основная задача при выводе самолета из штопора—это уменьшить угол атаки (поскольку именно большой угол атаки является причиной самовращения крыльев). Поэтому, очевидно, надо перевести самолет в пикирование, т. е. дать ручку от себя. Предварительно надо замедлить вращение, а это можно сделать рулем направления, отклоняя его в сторону, обратную вращению, т. е. дав обратную педаль. Эти меры необходимы для вывода самолета из любого режима штопора, однако техника вывода при разных режимах не совсем одинакова.

В случае крутого штопора, при котором инерционные силы фюзеляжа и угол атаки сравнительно невелики (по сравнению с пологим и тем более

плоским штопором), для вывода самолета из штопора надо энергично дать обратную педаль доотказа и вслед за ней (почти одновременно) дать плавно ручку от себя немного за нейтральное положение; как только самолет прекратит вращение и начнет опускать нос, немедленно поставит педаль нейтрально, а затем начать плавно выбирать ручку на себя для вывода самолета из пикирования.

Немного иначе приходится действовать рулями для вывода самолета из пологого и плоского штопора.

В предыдущем параграфе мы нашли, что если крыло дает быстрое вращение и грузы сильно разнесены по длине фюзеляжа, то инерционные силы получаются настолько большими, что раскручивают самолет до пологого положения, являясь тем самым причиной чрезмерно большого угла атаки. Отсюда следует, что, затормозив вращение (энергично отклонив руль направления в сторону, обратную штопору), надо много уменьшить угол атаки, т. е. *дать энергично ручку от себя доотказа*. В процессе торможения вращения, а затем под влиянием руля высоты самолет постепенно, за 2—3 витка, перейдет в пикирование. Тогда надо поставить педаль нейтрально и выводить самолет из пикирования.

Нужно сказать, что на технику вывода самолета из пологого и плоского штопора влияют конструктивные особенности самолетов (поэтому сказанное в последнем абзаце следует рассматривать лишь как основу, от которой на практике иногда приходится отступать). Вместе с этим надо помнить, что чем ближе режим штопора, тем труднее вывести самолет из штопора; вследствие этого выход самолета из пологого и тем более плоского штопора происходит с запаздыванием в 2—3 витка, что заставляет летчика ждать выхода (после того, как он поставил в нужное положение рули) в течение 5—8 секунд, а это связано, понятно, с некоторым первым напряжением и дополнительной потерей высоты в 150—200 м.

Перегрузка на штопоре. Срыв самолета в штопор связан, как мы видели, с резким падением подъемной силы. Поэтому при срыве в штопор перегрузка меньше единицы (т. е. перегрузка меньше, чем в горизонтальном полете). Затем по мере увеличения скорости вращения перегрузка растет и, когда устанавливается режим штопора, перегрузка в случае крутого штопора достигает $2,8 \div 3,0$. На пологом штопоре перегрузка меньше, а на плоском еще меньше (примерно $1,3 \div 1,5$). Максимальной величины перегрузка во всех случаях достигает уже после штопора, а именно, при выводе самолета из пикирования (около 3,5).

§ 83. ВЛИЯНИЕ ЭЛЕРОНОВ И ВИНТО-МОТОРНОЙ ГРУППЫ НА ВЫХОД САМОЛЕТА ИЗ ШТОПОРА

В заключение рассмотрим влияние элеронов и работы ВМГ на выход самолета из штопора.

Элероны на крутом штопоре не играют большой роли. Однако их можно с пользой применить на пологом штопоре. Применение их основано на том, что при больших углах атаки (какие мы имеем на пологом штопоре) отклонение элеронов мало изменяет подъемные силы крыльев, но изменяет их лобовые сопротивления, поскольку опущенный элерон тормозит. Предположим, что мы вводим самолет в правый штопор с горизонтального полета. Для этого, доведя самолет до критического угла

атаки (выбиранием ручки на себя), мы даем правую педаль. Этим мы создаем левое скольжение, благодаря чему на правом крыле получаем срыв обтекания и резкое падение подъемной силы; в результате самолет и начинает правый штопор. Если одновременно с дачей правой педали мы дадим ручку влево, т. е. опустим правый элерон, то вследствие тормозящего действия правого элерона мы увеличим левое скольжение (выдвигание левого крыла вперед), следовательно, усилим срыв на правом крыле и тем облегчим ввод самолета в правый штопор.

Таким образом, *давая ручку против штопора, мы способствуем штопору.*

Отсюда следует, что для выхода из штопора ни в коем случае нельзя давать ручку против штопора. Для выхода элероны должны стоять нейтрально, а в крайнем случае (например, при запаздывании выхода) ручку

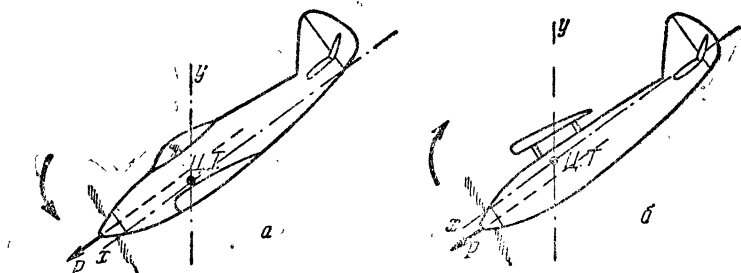


Рис. 189. Влияние включения мотора на штопор: *а*—при верхней децентрации винта; *б*—при нижней

надо дать в сторону штопора. Все это следует хорошо продумать и понять, так как начинающие летчики нередко допускают здесь ошибки.

Если самолет неохотно выходит из штопора, то облегчить выход можно включением мотора, но только, если у винта верхняя децентрация.

При *верхней* децентрации винта сила тяги дает пикирующий момент, поэтому включение мотора создает у самолета стремление уменьшить угол атаки (рис. 189, *а*), что и облегчает выход из штопора.

При *нижней* же децентрации винта сила тяги дает кабрирующий момент (рис. 189, *б*), который к тому же увеличивается за счет момента от действия струи винта на горизонтальное оперение. Поэтому при нижней децентрации винта включение мотора на штопоре создаст у самолета стремление увеличить угол атаки, а это только затруднит выход из штопора. Следовательно, при нижней децентрации винта включение мотора на штопоре не может быть рекомендовано.

ФИГУРНЫЕ ПОЛЕТЫ

§ 84. НАЗНАЧЕНИЕ ФИГУРНОГО ПИЛОТАЖА

Горизонтальный вираж, разворот при планировании или спираль и даже вираж с подъемом входят в той или иной степени составными элементами в любой полет. Поэтому часто мы их не называем фигурами. Но когда летчик применяет их в боевом полете для атаки противника или для защиты, т. е. когда они носят характер маневра в воздухе или когда он выполняет их с целью тренировки, чтобы отработать технику пилотирования, мы вправе назвать их фигурами. Неумышленный штопор, вызванный, например, ошибкой пилота, нельзя назвать фигурой, но если летчик применяет штопор в воздушном бою как тактический маневр (например, с целью имитировать свою гибель) или выполняет его для тренировки, то штопор уже следует назвать фигурой.

Самолет, как свободное тело, может двигаться и поворачиваться в любом направлении в пространстве. Следовательно, способность к маневру у самолета гораздо больше, чем, например, у танка или морского корабля, которые могут двигаться только в одной плоскости. Самолет может маневрировать и в горизонтальной плоскости, и в вертикальной, и во всех других промежуточных плоскостях.

Фигурами горизонтального маневра являются виражи и развороты, а вертикального маневра—пикирование и горка. Виражи с подъемом, метко названные боевыми разворотами, относятся уже к комбинированным фигурам. Более сложными комбинированными фигурами, расширяющими маневр самолета в воздушном бою, являются переворот через крыло, переворот Иммельмана и др.

Некоторые фигуры—петля Нестерова, двойной переворот через крыло, называемый «бочкой», а также фигуры в перевернутом полете служат для тренировки летчика (для этой цели служат, разумеется, и все фигуры, упомянутые выше). Целью этой тренировки является отработка техники пилотирования. Вместе с тем тренировка в фигурных полетах вырабатывает у летчика уверенность в своих силах, самособладание, выносливость,

бесстрашие, т. е. те волевые и физические качества, которые необходимы ему для овладения воздушным маневром и для проявления инициативы в воздушном бою.

Итак, назначение фигурного пилотажа состоит в том, чтобы: 1) научить летчика маневрированию в воздухе, 2) улучшить его технику пилотирования и 3) развить и укрепить его волевые качества.

§ 85. ПИКИРОВАНИЕ И ТОРМОЖЕНИЕ ПИКИРОВАНИЯ. ВХОД В ПИКИРОВАНИЕ. ВЫХОД ИЗ ПИКИРОВАНИЯ И ПЕРЕГРУЗКА НА ВЫХОДЕ. РАДИУС ВЫХОДА

Установившееся пикирование как режим планирования мы рассматривали в гл. IV. Там было показано, что на пикировании самолет летит на малых углах атаки (отрицательных) с очень большой скоростью, которая много превышает максимальную скорость горизонтального полета.

Очень большая скорость на пикировании часто нежелательна, поскольку она приводит к большим перегрузкам на выходе и увеличивает

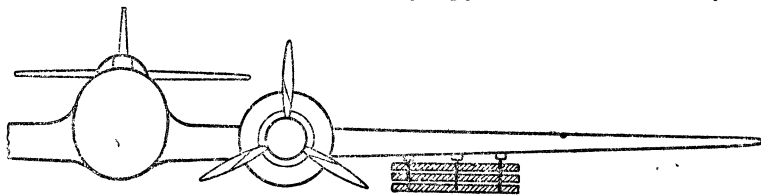


Рис. 190. Схема воздушного тормоза на пикирующем бомбардировщике

радиус выхода из пикирования. Это особенно нежелательно при бомбометании с пикирования, так как заставляет заканчивать бомбометание на больших высотах. Поэтому в подобных случаях применяют торможение скорости при помощи воздушных тормозов, выпускаемых на пикировании.

В качестве таких тормозов широкое распространение получили специальные тормозные щитки, располагаемые на нижней поверхности крыла по обе стороны от фюзеляжа, причем тормозной щиток делают не сплошным, а в виде *решетки* (рис. 190). Такая конструкция выгодна тем, что уменьшает размеры вызываемых щитком вихрей (в случае сплошного щитка за ним получился бы такой мощный вихрь, что мог бы вызвать вибрацию оперения).

Заметим здесь, что у реактивных истребителей воздушные тормозы применяются и для торможения в горизонтальном полете, в чем бывает необходимость при атаке более тихоходного самолета.

Вход в пикирование. В отношении техники выполнения вход в пикирование не представляет трудностей. Он может быть плавным и резким. Рассмотрим сначала плавный вход.

Пусть самолет летит горизонтально с некоторой скоростью и силы находятся в равновесии (рис. 191, а). Вход в пикирование представ-

ляет движение по криволинейной траектории с увеличивающимся наклоном к низу и заканчивается по достижении нужного угла θ . Для ввода самолета в пикирование необходимо уменьшить подъемную силу. Поэтому летчик, прикрыв дроссель, дает плавно ручку управления от себя, т. е. уменьшает угол атаки. Вследствие этого подъемная сила уменьшается, становится меньше силы веса, и под действием силы $G - Y$ траектория начинает искривляться вниз. Таким образом, в самом начале перехода в пикирование центростремительной силой служит разность сил $G - Y$. Если больше дать ручку управления от себя, то можно получить уменьшение Y до нуля; тогда центростремительной силой явится сила веса и

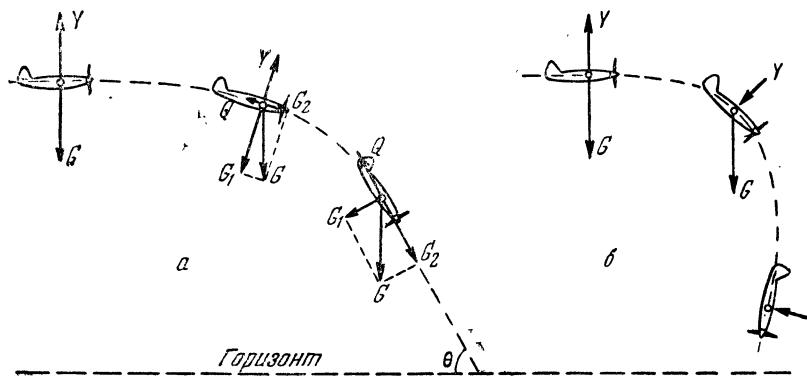


Рис. 191. Вход в пикирование: а—плавный; б—резкий

затем ее составляющая — сила G_1 . Другая составляющая веса G_2 , направленная по касательной к кривой (точнее говоря, разность сил $G_2 - Q$), является ускоряющей силой.

По мере увеличения наклона траектории скорость будет нарастать, так как составляющая силы веса G_2 быстро увеличивается, тогда как составляющая G_1 (центростремительная сила) будет уменьшаться; следовательно, траектория движения будет выпрямляться. С нарастанием скорости лобовое сопротивление Q (в начале пикирования уменьшившееся вследствие уменьшения угла атаки) будет возрастать, тормозя движение. Как только будет достигнут нужный угол пикирования θ , летчик, чтобы выдержать прямолинейность траектории, задерживает ручку управления и даже немного уменьшает отклонение ее от себя. Если этого не делать, то угол атаки, все время уменьшаясь, перейдет, в конце концов, за угол атаки нулевой подъемной силы, вследствие чего подъемная сила начнет действовать на верхнюю сторону крыла (рис. 191, б), т. е. в направлении, обратном прежнему, и под действием ее траектории будет загигаться дальше — самолет перейдет в отрицательное пикирование.

Если для входа в пикирование летчик дает ручку управления от себя энергично, то вход получается *резким* (рис. 191, б). В этом случае благодаря переходу на большие отрицательные углы атаки подъемная сила также становится отрицательной и давит на крыло сверху вниз, помогая силе веса. Тогда центростремительной силой станет уже сила

$G + Y$ (а затем $G_1 + Y$). Это уменьшит радиус кривизны, и траектория движения резко изогнется вниз. Поэтому, как только будет достигнут пужный угол пикирования, летчик должен обязательно уменьшить отклонение ручки от себя, иначе самолет перейдет в отрицательное пикирование.

Что ощущает летчик на входе в пикирование?

При плавном входе он чувствует кажущееся уменьшение веса, т. е. частично теряет ощущение весомости. Далее, по мере увеличения наклона траектории вниз, выступает на сцену разница в ускорениях тела летчика и самолета. Ускорение, с которым стремится падать тело летчика, и ускорение, с которым пикирует самолет, вначале примерно одинаковы. Но по мере набора скорости ускорение самолета уменьшается и по достижении установившейся скорости приходит к нулю, тогда как тело летчика, не испытывающее сопротивления воздуха, стремится падать с большим ускорением; поэтому с ростом скорости у летчика появляется стремление валиться на приборную доску. При установившемся отвесном пикировании у летчика будет стремление валиться на приборную доску с силой, равной его весу, т. е. с ускорением $g = 9,8 \text{ м/сек}^2$.

При очень резком входе в пикирование с отрицательной подъемной силой летчик в начальной части траектории почувствует, что отделяется от сиденья и если бы не ремни, то он вылетел бы из самолета. Ощущение, которое при этом испытывает летчик, неприятно. По мере выпрямления траектории и набора скорости действие центробежной силы уменьшается и у летчика появляется стремление валиться на приборную доску.

Перегрузка на ~~главном~~ входе в пикирование меньше единицы, поскольку подъемная сила очень мала или даже совсем пропадает. При резком входе получается отрицательная перегрузка, так как подъемная сила действует на верхнюю сторону крыла.

Выход из пикирования и перегрузка на выходе. Центростремительной силой на выходе служит разность между подъемной силой и составляющей силы веса. Так как при пикировании подъемная сила очень мала или совсем отсутствует (при $\theta = 90^\circ$), то для выхода из пикирования надо увеличить подъемную силу, увеличив угол атаки, т. е. взяв ручку управления на себя. Вследствие увеличения угла атаки подъемная сила возрастает (рис. 192), становится больше веса и под действием силы $Y - G_1$ траектория искривляется, постепенно переходя в горизонтальную.

Чем больше взята ручка управления на себя, тем больше центростремительная сила, т. е. тем меньше получится радиус кривизны и потеря высоты на выходе из пикирования (что на практике имеет большое значение). Однако здесь приходится соблюдать некоторую осторожность, поскольку большое увеличение подъемной силы ведет к большим перегрузкам.

Подъемная сила, чрезмерное увеличение которой из-за возникающей перегрузки опасно для прочности самолета, прямо пропорционально скоростному напору и коэффициенту подъемной силы. Отсюда ясно, что если на большой скорости взять ручку управления *энергично* и *много на себя*, то получится очень большое увеличение подъемной силы, а следовательно, и очень большая перегрузка. Об этом мы уже говорили в § 66 и нашли там следующую формулу для максимальной перегрузки при

выходе сразу на $c_{y\max}$:

$$n_{\max} = \left(\frac{V}{V_{\min}} \right)^2,$$

из которой видно, что решающей величиной является скорость V .

На пикировании скорость переменна. Вход в пикирование обычно производится на уменьшенной скорости, но далее скорость непрерывно возрастает и при установившемся пикировании доходит до больших значений. При $\theta = 90^\circ$ скорость установившегося пикирования (предельная скорость) может превысить минимальную в шесть и более раз, т. е. $V \approx 6V_{\min}$. И если предположить, что на такой скорости летчик сумел бы сильным движением ручки на себя перевести самолет резко на $c_{y\max}$, то перегрузка получилась бы такая:

$$n_{\max} = \left(\frac{6V_{\min}}{V_{\min}} \right)^2 = 36.$$

Это — чудовищная перегрузка. Такой перегрузки не может выдержать ни один человек и ни один существующий самолет. Естественно, возникает вопрос, на какой скорости можно много брать ручку управления на себя без вреда для прочности самолета, если мы по-прежнему хотим выйти сразу на $c_{y\max}$? Такую скорость называют

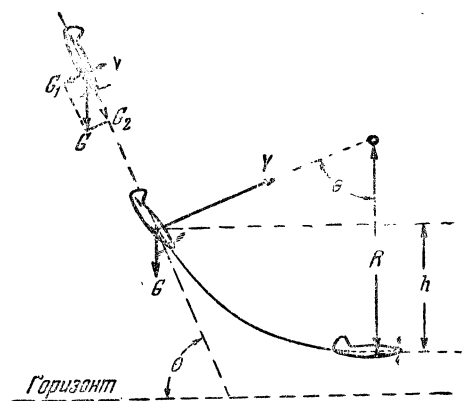


Рис. 192. Выход из пикирования и радиус выхода

наибольшей безвредной скоростью ($V_{\text{безвр}}$). Очевидно, безвредная скорость будет соответствовать допустимой перегрузке ($n_{\text{доп}}$). Следовательно, можем написать:

$$n_{\text{доп}} = \left(\frac{V_{\text{безвр}}}{V_{\min}} \right)^2 = \frac{V_{\text{безвр}}^2}{V_{\min}^2},$$

откуда

$$V_{\text{безвр}} = V_{\min} \sqrt{n_{\text{доп}}},$$

а так как максимально допустимая перегрузка равна половине запаса прочности самолета в нормальном полете, т. е. $n_{\text{доп}} = \frac{k}{2}$, то получим:

$$V_{\text{безвр}} = V_{\min} \sqrt{\frac{k}{2}},$$

где k — запас прочности для случая А.

Задача 57. Определить наибольшую безвредную скорость самолета Як-18 (при весе $G = 1050$ кг на малой высоте), если $k = 10,5$.

Решение. Так как у самолета Як-18 на малой высоте при данном весе минимальная скорость $V_{\min} = 100$ км/час, то

$$V_{\text{безвр}} = 100 \sqrt{\frac{10,5 \cdot 5}{2}} \approx 230 \text{ км/час.}$$

Итак, если скорость не превышает $V_{\text{безвр}}$, то можно брать ручку на себя доотказа, выводя самолет сразу на $c_{\text{у макс}}$.

Если же скорость превышает $V_{\text{безвр}}$, то ручку управления следует выбирать на себя постепенно. Наибольшую скорость, до которой можно много, но плавно брать ручку на себя, называют **наибольшей безопасной скоростью** ($V_{\text{безоп}}$), которая ограничивается запасом прочности и приблизительно определяется по формуле:

$$V_{\text{безоп}} = V_{\text{мин}} \sqrt{k}.$$

Задача 58. Определить наибольшую безопасную скорость самолета Як-18 (при весе $G = 1050$ кг и $k = 10,5$).

Решение.

$$V_{\text{безоп}} = 100 \sqrt{10,5} \approx 320 \text{ км/час.}$$

Задача 59. Определить наибольшую безвредную и наибольшую безопасную скорость самолета УТ-2 (при весе $G = 856$ кг).

$$\text{О т в е т: } V_{\text{безвр}} \approx 200 \text{ км/час; } V_{\text{безоп}} \approx 280 \text{ км/час.}$$

В заключение следует заметить, что летчик берет ручку управления на себя, руководствуясь собственными ощущениями, поэтому мало вероятно, что он мог бы выполнить выход из пикирования при перегрузке более $4 \div 4,5$. Но вопрос об ограничении скорости на выходе связан еще с допустимым радиусом выхода из пикирования.

Радиус выхода. Как сказано выше, на практике большое значение имеет потеря высоты на выходе из пикирования (например, в воздушном бою, при атаке земных целей, при неумышленном штопоре на малой высоте). Важно, конечно, чтобы потеря высоты h была как можно меньше, однако даже при грамотном пилотировании она всецело зависит от скорости пикирования. Из рис. 192 видно, что

$$h = R - R \cos \theta = R(1 - \cos \theta),$$

где R — радиус выхода.

Потеря высоты зависит от радиуса кривой, по которой самолет летит во время выхода из пикирования. Грубо можно считать, что теряемая на выходе высота равна радиусу выхода (рис. 192). Вывод формулы для радиуса довольно сложен, так как радиус получается переменным. Поэтому ниже приводится лишь приближенный расчет радиуса выхода.

Если скорость пикирования не превышает $V_{\text{безвр}}$, то радиус выхода можно вычислить по следующей приближенной формуле:

$$R_{\text{вых}} = \frac{V_{\text{мин}}^2}{83} \text{ (м),}$$

где $V_{\text{мин}}$ — минимальная скорость самолета в км/час.

Пример. Определить радиус выхода из пикирования самолета Як-18 (при $G = 1050$ кг) на малой высоте, если скорость не превышает $V_{\text{безвр}}$.

Находим:

$$R_{\text{вых}} = \frac{100^2}{83} \approx 120 \text{ м.}$$

Если скорость пикирования больше $V_{\text{безвр}}$ и мы вынуждены, как сказано выше, более плавно выводить самолет из пикирования, радиус выхода получается, конечно, больше. В этом случае допустимый радиус можно определить по следующей приближенной формуле:

$$R_{\text{вых. доп}} = \frac{V^2}{127(n-0,8)} (м),$$

где V —скорость пикирования в км/час;

n —допустимая перегрузка, которая не должна превышать половины запаса прочности самолета.

Пример. Определить допустимый радиус выхода из пикирования самолета Як-18 (на малой высоте, при весе $G=1050$ кг), если скорость пикирования $V=300$ км/час, запас прочности $k=10,5$.

Находим:

$$R_{\text{вых. доп}} = \frac{300^2}{127(5,2-0,8)} \approx 160 \text{ м.}$$

Из наших примеров ясно, что с увеличением скорости пикирования радиус выхода сильно увеличивается, т. е. потеря высоты на выходе быстро растет. Следовательно, на быстроходном самолете, например, пикирующем бомбардировщике или, тем более, истребителе, мы никогда не сможем выйти из пикирования с такой малой потерей высоты, как на тихоходном самолете.

§ 86. ГОРКА. ДЕЙСТВИЕ СИЛ И ВЫПОЛНЕНИЕ ГОРКИ

Горка, как показывает само название,—это крутой, но кратковременный подъем самолета. Она аналогична горке, какую делает, например, автомобиль, когда водитель с разгона берет крутой подъем.

Пусть самолет летит горизонтально на большой скорости (например, максимальной) и силы находятся в равновесии (рис. 193). Для того, чтобы сделать горку, надо прежде всего искривить траекторию вверх. Центробежной силой служит подъемная сила. Если мы энергично возьмем ручку управления на себя, то угол атаки сильно увеличится, а так как скорость в первые мгновения заметно не изменится, то подъемная сила станет больше веса и под действием разности сил $Y - G_1$ траектория искривится вверх. По мере загибания траектории сумма тормозящих сил Q и G_2 окажется больше силы тяги, и скорость начнет быстро падать. С уменьшением скорости будет падать и подъемная сила. Но для того, чтобы на некотором участке движение было прямолинейным, необходимо, чтобы некоторое время подъемная сила оставалась равной силе G_1 . Для этого на горке мы на мгновение задерживаем ручку. Так как скорость падает быстро, то через короткое время мы должны прекратить горку, т. е. перевести самолет в нормальный полет. С этой целью сильно уменьшаем угол атаки (даем энергично ручку управления от себя), подъемная сила становится меньше силы G_1 и под действием центробежной силы $G_1 - Y$ траектория искривляется, и самолет переходит в нормальный полет. Вследствие уменьшения угла атаки скорость увеличивается, подъемная сила возрастает и силы приходят в равновесие.

Таким образом, для выполнения горки надо энергично взять ручку управления на себя, однако не резко и не слишком много, замедляя ее дви-

жение на себя. После очень кратковременной остановки (при достигнутом угле горки примерно в $50-55^\circ$) для перегиба траектории в горизонтальную также энергично и плавно даем ручку от себя, опять замедляя ее движение при приближении к исходному положению. Так как горка кратковременна, оба эти движения ручкой управления (на себя и от себя) следуют почти одно за другим.

Искусство выполнения горки в том, чтобы на вершине горки вовремя дать ручку управления от себя. Это не так просто, как кажется, поскольку скорость на горке падает очень быстро и продолжительность горки всего лишь несколько секунд. Чтобы самолет не потерял скорости, надо давать ручку от себя тогда, когда скорость еще не упала до минимальной.

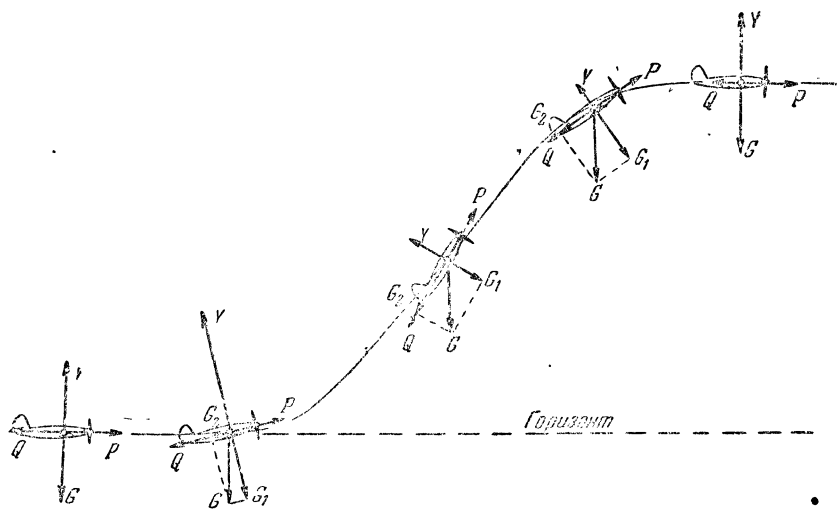


Рис. 193. Горка, действие сил

Очень важно также своевременно парировать влияние гироскопического и реактивного моментов винта—особенно в верхней части горки. Если на самолете стоит винт правого вращения, то в самом начале горки под влиянием гироскопического момента винта самолет стремится завернуть вправо. В верхней части горки, когда скорость уже сильно упала, а угол атаки еще большой, реактивный момент винта оказывается поэтому не вполне уравновешенным (см. § 65) и кренит самолет *влево*. Как раз в это время мы даем ручку управления от себя, т. е. опускаем нос самолета и, следовательно, гироскопический момент стремится завернуть самолет тоже *влево*. Таким образом, на вершине горки у самолета есть тенденция крениться и завернуть влево—парируем ее нажимом на правую педаль. При винте левого вращения картина будет обратная. Начинать горку можно на разных скоростях, но, как следует из сказанного, начальная скорость должна превышать минимальную по крайней мере в два раза.

Перегрузка в начале горки обычно не превышает 3.

Горку, как и другие фигуры, рекомендуется выполнять только на безопасной высоте.

§ 87. ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА.

ДЕЙСТВИЕ СИЛ И СКОРОСТЬ НА ПЕТЛЕ.

ВЫПОЛНЕНИЕ ПЕТЛИ

Петля или «мертвая петля» была впервые выполнена на самолете русским летчиком Н. П. Нестеровым 9 августа 1913 года, возможность же совершения петли на самолете была предсказана проф. Н. Е. Жуковским еще в 1892 году. Первое время петля выполнялась редко, так как считалась трудной и опасной фигурой, но затем ее стали выполнять многие летчики и она послужила началом развития фигурного летания.

Термин «мертвая петля» был взят из практики цирков, в программы которых нередко входил очень эффектный акробатический «номер», заключающийся в том, что акробат на велосипеде или тележке (поставленной на рельсы) съезжал с некоторой высоты по круто спускавшемуся настилу, изогнутому в вертикальной плоскости в виде петли. Для совершения такой «мертвой петли» необходима достаточная скорость в начале петли, приобретаемая в результате разгона с высоты под действием силы тяжести.

Петля, выполняемая на самолете, аналогична цирковой, с той лишь разницей, что разгон самолета достигается тягой ВМГ (или РД) и первая половина петли совершается при наличии тяги. Петля на планере, где разгон достигается предварительным пикированием, совершенно одинакова с цирковой.

Рассмотрим действие сил на петле.

Пусть в начальный момент самолет летит горизонтально с увеличенной до нужной величины скоростью (рис. 194, положение 1). Взяв ручку на себя, увеличиваем угол атаки; от этого подъемная сила становится больше веса и под действием *избытка* подъемной силы самолет начинает двигаться по кривой (положение 2). По мере искривления траектории самолёт будет подниматься все более круто вверх, и скорость, несмотря на полный газ, будет падать, а вместе с ней будет продолжать уменьшаться и разность сил $Y - G_1$, играющая роль центростремительной силы (положение 3 и 4). Далее центростремительной силой начинает служить составляющая веса — сила G_1 , другая же составляющая G_2 (вместе с силой лобового сопротивления, которая здесь не показана) все больше тормозит движение (положение 5). В самой верхней точке петли скорость будет наименьшей, поэтому наименьшей будет и подъемная сила, причем она, будучи попрежнему положительной, оказывается направленной вниз (положение 6). Центростремительной силой служит здесь сумма двух сил: подъемной и веса. Следовательно, центробежная сила инерции (сила, с которой крылья давят на воздух), всегда обратная и равная по величине центростремительной, будет здесь больше веса на величину подъемной силы.

Очевидно, при этом условии самолет будет продолжать полет по кривой, а у летчика не будет стремления выпасть из самолета и его будет прижимать к сиденью, как в нормальном полете.

Во второй половине петли явления следуют в обратном порядке (угол атаки уменьшен и газ убран). Сила веса энергично разгоняет самолет (положение 7) и, несмотря на отсутствие тяги винта, скорость быстро нарастает, а так как для выхода из пикирования угол атаки снова увели-

чен, то быстро нарастает и подъемная сила (положение 8). Наконец, когда угол наклона траектории становится равным нулю, летчик приводит угол атаки (уменьшая его) в соответствие со скоростью, приводя тем самым в равновесие действующие на самолет силы.

Скорость на петле. Если скорость в начале петли была недостаточна, то самолет, проходя положение вверх колесами, на мгновение зазисает и затем начинает парашютировать на спину (рис. 195), подъемная сила меняет знак, летчик отделяется от сиденья и удерживается в самолете только ремнями, а самолет, повернувшись почти на месте, переходит в пикирование. В этом случае петля хотя и получается, но неправильная, как говорят, с з а в и с а н и е м.

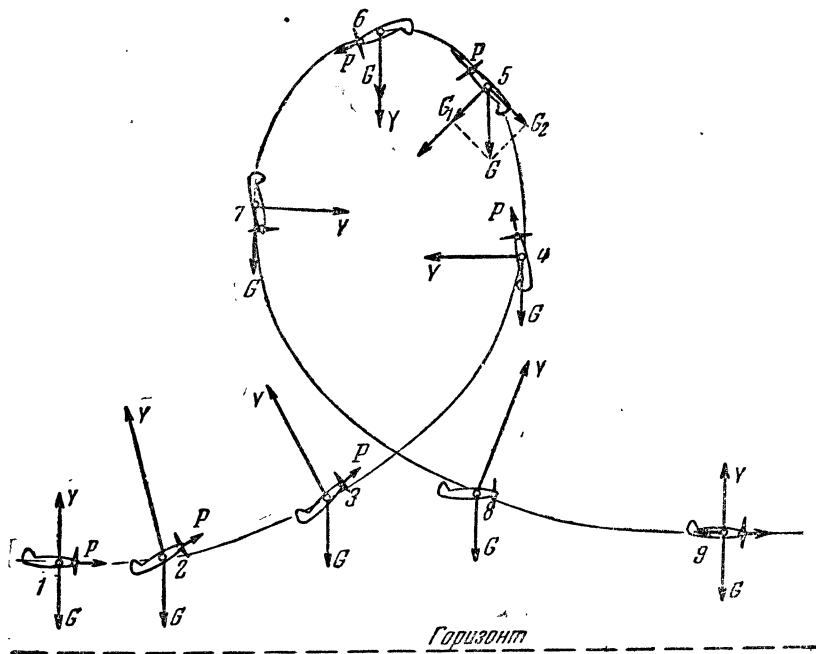


Рис. 194. Петля Нестерова, действие сил

Следовательно, важнейшим условием совершения петли является достаточная скорость в начале петли. Так как при подъеме на вершину петли сила веса тормозит движение, а сила тяги, наоборот, способствует совершению петли, то ясно, что чем больше сила тяги по сравнению с весом самолета, тем меньше может быть скорость в начале петли. Поэтому для современных истребителей, имеющих, как правило, большой избыток тяги, достаточна начальная скорость примерно в 1,6 раза больше минимальной. Для учебных самолетов нужна скорость не меньше, чем в 2 раза больше минимальной. Планеру, поднимающемуся на вершину петли без помощи тяги, нужна скорость в 2,7 раза больше минимальной.

Форма петли на самолете получается не круглой, а несколько вытянутой вверх. Объясняется это тем, что скорость при подъеме на вершину

петли непрерывно падает, а это ведет к уменьшению радиуса кривизны траектории. На вершине петли скорость наименьшая (равная примерно минимальной), поэтому и радиус кривизны здесь наименьший. Во второй половине петли скорость нарастает, и радиус кривизны снова увеличивается. Петля на планере получается еще более вытянутой, так как скорость при подъеме падает еще скорее, поскольку тяга отсутствует.

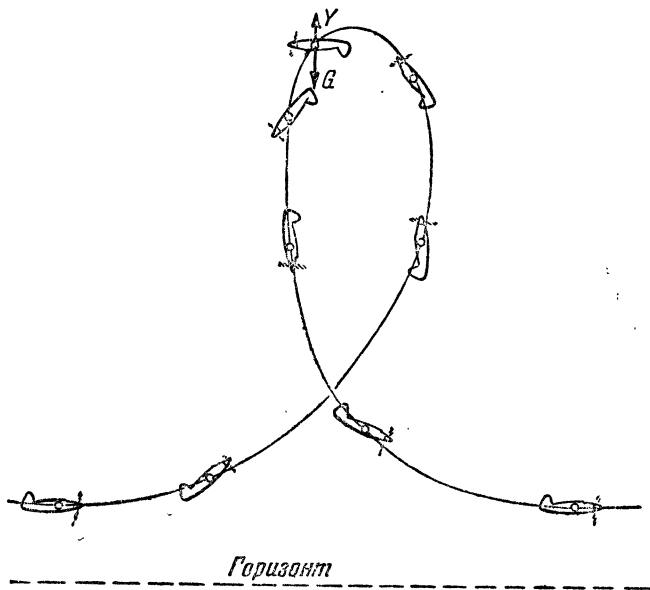


Рис. 195. Неудавшаяся петля (с зависанием)

Выполнение петли. Перед началом петли даем полный газ, ведя самолет горизонтально, пока скорость не возрастет до нужной величины. Затем плавно, но энергично берем ручку управления на себя, постепенно ускоряя выгибание ее, и продолжаем выгибать ее, пока самолет не перейдет в положение вверх колесами. После переваливания через вершину и перехода на пикирование плавно убираем газ и отдаем ручку управления, а затем начинаем плавно выбирать ее на себя для выхода из пикирования. При приближении самолета в положение горизонтального полета отдаем ручку и прибавляем газ.

Если в начале петли ручка управления была взята на себя слишком мало, то самолет будет делать петлю очень большого радиуса и потеряет скорость, не дойдя до вершины. Но и слишком сильное выгибание ручки тоже не годится, так как в этом случае от излишне большого увеличения угла атаки сильно возрастет лобовое сопротивление, в результате чего самолет быстро потеряет скорость и тоже не сделает петли. Темп выгибания ручки управления дается практикой.

Мы сказали об управлении мотором и рулем высоты, но этим еще не исчерпывается управление самолетом при выполнении петли. Некоторая работа приходится и на долю руля направления, при помощи которого мы сохраняем направление полета на петле (плоскость петли), которое

стремится изменить гироскопический и реактивный моменты винта, а также момент от действия закрученной струи винта на вертикальное оперение.

Предположим, что на самолете стоит винт правого вращения. В таком случае при поднятии носа (как на горке) самолет под действием гироскопического момента будет стремиться завернуть вправо, что и будет иметь место при подъеме на вершину петли. Однако это стремление может быть ощутимо лишь в начале петли. Дело в том, что с подъемом к вершине петли—по мере увеличения угла атаки и падения скорости—начинают влиять реактивный момент винта и момент от действия струи на вертикальное оперение (см. § 65), причем первый из них кренит самолет влево, а второй заворачивает влево; их влияние оказывается сильнее влияния гироскопического момента и поэтому для сохранения плоскости петли приходится придерживать самолет *правой* педалью. При вите левого вращения нужна *левая* педаль.

Перегрузка на петле обычно не превышает 3,5, а при очень грамотном пилотировании может быть и меньше. На вершине петли перегрузки обычно нет, и нагрузка на крылья близка к нагрузке в горизонтальном полете. Если петля с зависанием, нагрузка на вершине петли получается отрицательной.

§ 88. ПЕРЕВОРОТЫ ЧЕРЕЗ КРЫЛО (ШТОПОРНЫЕ И УПРАВЛЯЕМЫЕ)

Переворотами через крыло называются фигуры, при которых самолет переворачивается (вращается) вокруг линии направления полета. По способу выполнения и характеру движения самолета перевороты через крыло разделяются на *штопорные*, или быстрые, и *управляемые*, или медленные.

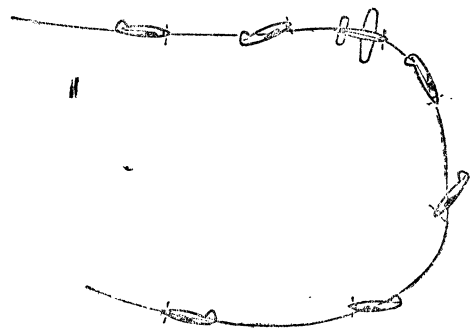


Рис. 196. Одиночный штопорный переворот через крыло

При одиначном (т. е. простом) штопорном перевороте (рис. 196) самолет, повернувшись из нормального положения в положение вверх колесами, переходит в пикирование и затем выходит в нормальный полет в направлении, обратном тому, в каком летел раньше. В практике эту фигуру обычно называют просто переворотом через крыло.

При двойном штопорном перевороте (рис. 197) самолет, повернувшись в положение вверх колесами, продолжает вращение и, оказавшись снова в нормальном положении, продолжает полет в том же направлении, в каком летел ранее. То же и при управляемом двойном перевороте (рис. 198). В обоих случаях на практике эту фигуру называют «бочкой».

На штопорных переворотах самолет вращается по той причине, что крыло находится на режиме самовращения (как на штопоре). Вращение крыла происходит, напомним, вследствие того, что при критическом угле атаки (или большем), когда происходит срыв обтекания, крылья не только

не препятствуют вращению, а, наоборот, сами стремятся прийти во вращение. В этом и заключается принцип штопорных переворотов, на этом основана и техника выполнения их.

При выполнении штопорных переворотов летчик на нужной скорости горизонтального полета (какой—скажем далее) дает педаль доотказа в желаемую сторону вращения и одновременно ручку управления на себя и в сторону переворота. Самолет быстро увеличивает угол атаки до критического и, следовательно, крыло попадает в область самовращения, чему способствует положение руля направления. Самолет начинает вращаться и продолжает вращение до тех пор, пока летчик держит рули в указанных положениях и пока самолет не потеряет скорость (тогда он

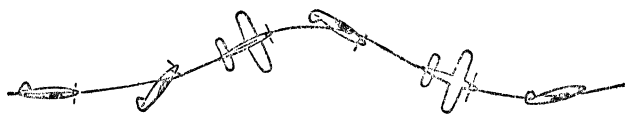


Рис. 197. Двойной штопорный переворот через крыло

перейдет в обычный штопор). Если же летчик, не дожидаясь потери скорости, в нужный момент поставит рули в обратные положения, то самолет своевременно прекратит вращение, что и необходимо для вывода машины в нормальный полет. Во время вращения угол атаки большой и лобовое сопротивление велико, поэтому скорость падает очень быстро. Отсюда следует, что для осуществления переворота необходима достаточная начальная скорость тем большая, чем большее число раз мы хотим перевернуться.



Рис. 198. Двойной управляемый переворот через крыло («бочка»)

Для одинарного переворота достаточна скорость, превышающая минимальную в 1,5 раза (можно начинать фигуру и на большей скорости). При такой скорости горизонтального полета берем плавно, но энергично ручку на себя и одновременно даем энергично педаль (доотказа) в сторону переворота; как только самолет начнет переворачиваться на спину, прикрываем газ и даем обратную педаль, после чего самолет прекращает вращение и переходит в пикирование; тогда ставим педали нейтрально и плавно выводим машину в нормальный полет, прибавляя газ.

Для того, чтобы выйти точно в направлении, обратном тому, в каком летели до переворота, надо во время дать «обратную» педаль. В этом—трудность фигуры, поскольку самолет вращается быстро и некоторое время продолжает вращение по инерции и после того, как мы дали «обратную» педаль.

Для двойного переворота («бочки») нужна скорость, превышающая минимальную не менее чем в 1,7 ÷ 1,8 раза, а для двойной «бочки»— в 2,3 ÷ 2,4 раза. В обоих случаях техника выполнения почти та же, что

и при одинарном перевороте, с той лишь разницей, что «обратная» педаль дается не тогда, когда самолет переворачивается на спину, а в тот момент, когда он приближается снова к нормальному положению.

Штопорные перевороты иногда не удаются, так как не все самолеты охотно делают штопорный переворот (поскольку не все самолеты охотно делают штопор). «Бочка» и тем более «двойная бочка» часто не удаются потому, что вследствие большого угла атаки самолет быстро теряет скорость, и если начальная скорость была недостаточна или ввод в переворот был выполнен недостаточно энергично, то скорость падает настолько сильно, что самолет уже не может вернуться в положение нормального полета. Необходимость давать большую начальную скорость (указанную выше) ведет к тому, что получаются большие перегрузки, утомительные для летчика.

Какие же перегрузки получаются при штопорных переворотах?

Так как угол атаки мы увеличиваем до критического, то в первый момент на вводе в переворот перегрузка равна наибольшей возможной (максимальной) при данной скорости. Взяв указанные выше значения начальных скоростей и воспользовавшись формулой для максимальной перегрузки $n_{\text{макс}} = \left(\frac{V}{V_{\text{мин}}} \right)^2$, мы получим, что при одинарном перевороте перегрузка достигает только 2,25, при «бочке» 2,9—3,3, а при «двойной бочке» 5,3—5,8. В последнем случае перегрузка тяжела не только для летчика, но и для самолета и требует запаса прочности не меньше 12.

По указанным причинам двойные штопорные перевороты (и тем более «двойные бочки») выполняются редко. Чаще выполняются у п р а в л я е м ы е п е р е в о р о т ы, не имеющие указанных недостатков.

Внешнее отличие управляемого переворота от штопорного состоит в том, что самолет не описывает спираль, а вращается вокруг оси самолета (рис. 198). Управляемые перевороты выполняются при малых углах атаки и летчик сам вращает машину с помощью элеронов. При этом вращение происходит медленнее, чем на штопорном перевороте, так как на малых и средних углах атаки крылья, как известно, противодействуют вращению. Вращая самолет элеронами, летчик во время переворота вынужден управлять самолетом, т. е. действовать рулем высоты и рулем направления, чтобы путем изменения подъемной силы крыльев и боковой силы фюзеляжа сохранить направление полета и удерживать самолет от снижения. Важно, чтобы равнодействующая подъемной силы Y и боковой силы Z (см. рис. 175) оставалась вертикальной и по возможности равной весу самолета.

Для выполнения фигуры летчик энергично дает педаль и ручку в сторону переворота, одновременно беря ручку немного и на себя (диагональное движение ручкой). Когда самолет повернется вокруг продольной оси примерно на 330° , дается «обратная» педаль и ручка от себя за нейтральное положение и в сторону, обратную крену. С прекращением вращения рули ставятся в нейтральное положение.

Управляемый переворот можно выполнять как на некоторой средней скорости (около $2V_{\text{мин}}$), так и на больших скоростях. Фигура не дает значительных перегрузок и может быть выполнена произвольное число раз (двойная и многократные бочки).

В заключение заметим, что управляемая «полубочка», соответствующая одинарному штопорному перевороту, как самостоятельная фигура не делается, а применяется или в комбинации с петлей (переворот Иммельмана), или же для перехода из нормального полета в перевернутый.

§ 89. ПЕРЕВОРОТ ИММЕЛЬМАНА

Переворот Иммельмана, или просто иммельман, представляет собой комбинацию петли Нестерова и переворота через крыло (рис. 199).

Начинают фигуру так же, как петлю, а когда самолет оказывается в положении вверх колесами, делают переворот через крыло (полубочку) и выводят машину в нормальный полет в направлении, обратном прежнему. Таким образом, переворот Иммельмана позволяет быстро изменить направление полета на 180° с одновременным набором высоты. Последнее обстоятельство и является тактическим преимуществом переворота Иммельмана перед одинарным переворотом, который тоже позволяет быстро изменить направление полета на 180° , но связан с потерей высоты.

Переворот на вершине петли (полубочка) делается или штопорный, т. е. на большом угле атаки, когда вращение достигается путем отклонения руля направления, или управляемый, т. е. на малом угле атаки, когда вращение осуществляется элеронами. Во втором случае летчик, начиная переворот элеронами, одновременно дает ручку управления от себя, чтобы уменьшить угол атаки. После переворачивания летчик удерживает машину рулями в горизонтальном положении.

Основным условием, необходимым для того, чтобы переворот Иммельмана удался, является достаточная скорость перед началом фигуры. Какая же должна быть эта начальная скорость?

Как известно, в случае нормальной петли скорость на вершине петли падает примерно до минимальной. Но на такой скорости штопорный переворот сделать нельзя (поскольку скорость быстро теряется вследствие большого угла атаки), а нужна скорость примерно в 1,5 раза больше минимальной. Тем более нельзя сделать на минимальной скорости управляемый переворот, так как он выполняется на среднем угле атаки, следовательно, на значительной скорости. Значит будем ли мы делать штопорный или управляемый переворот, в обоих случаях мы должны перед началом его иметь скорость, превышающую минимальную не менее чем в 1,5 раза. Но чтобы получить такую скорость на вершине петли, необходимо иметь перед началом фигуры Иммельмана большую скорость чем та, которая требуется для петли, а именно, больше минимальной примерно в 2,5—2,8 раза. Естественно, что и перегрузка поэтому получается значительно большей, чем при нормальной петле, и достигает 4,5—5,5.

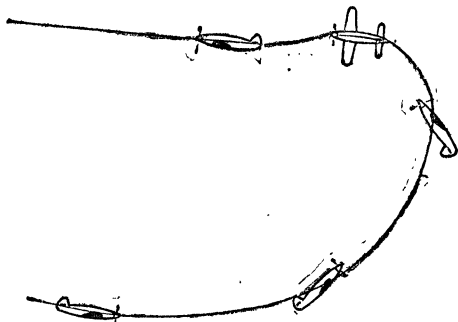


Рис. 199. Переворот Иммельмана

Под таким названием в нашей авиации практикуется фигура, представляющая собой комбинацию горки и разворота с падением на крыло и пикированием в сторону, обратную первоначальному направлению полета (рис. 200).

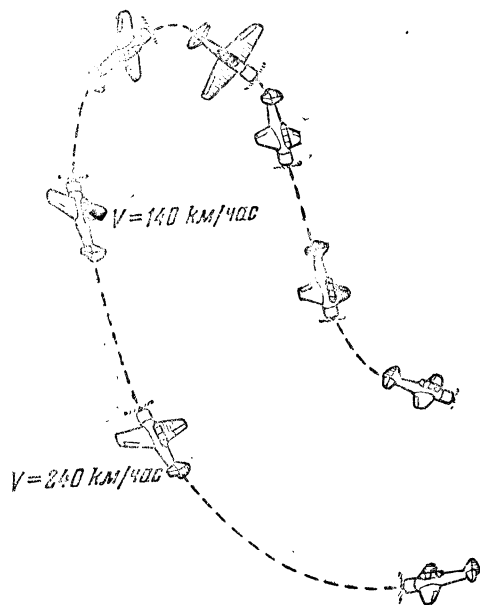


Рис. 200. Ранверсман

Фигуру выполняют обычно с начальной скоростью, равной $2,0 \div 2,5 V_{\text{мин}}$. На такой скорости начинаем фигуру, как горку, с углом $50 \div 60^\circ$. Когда скорость на горке упадет примерно до $1,4 V_{\text{мин}}$ плавно, но ускоренно, даем педаль в сторону желаемого разворота, а ручку по диагонали от себя и в сторону, обратную развороту, с целью предотвратить выход самолета из плоскости горки и опрокидывание на спину. Как только капот самолета ляжет на горизонт, начинаем плавно убавлять обороты мотора и нажимаем педаль в сторону разворота, ускоряя этим падение самолета на крыло и вход в пикирование. При входе в пикирование газ должен быть уже убран, рули—в нейтральном положении.

Пикирование производится в плоскости горки. Выход из пикирования в горизонтальный полет—обычный.

§ 91. ПЕРЕВЕРНУТЫЙ ПОЛЕТ

Перевернутым полетом, или полетом на спине, называется полет самолета в положении вверх колесами (рис. 201), когда вследствие большого отрицательного угла атаки на самолет действует обратная подъемная сила, т. е. крыло имеет отрицательную нагрузку. Последнее обстоятельство и является признаком перевернутого полета, а не само по себе положение самолета вверх колесами, так как в некоторых случаях, например, на петле, самолет может кратковременно находиться в положении вверх колесами и при прямом действии подъемной силы.

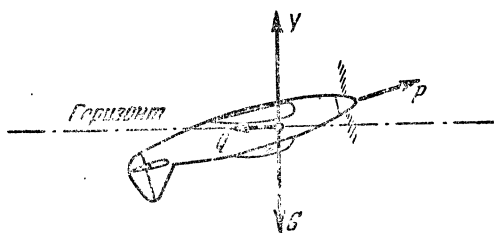


Рис. 201. Перевернутый горизонтальный полет

Перевернутый полет может быть осуществлен как по прямолинейным траекториям (горизонтальный полет, подъем, планирование), так и по

криволинейным (виражи и некоторые фигуры). Схемы сил, действующих на самолет при перевернутых полетах, остаются те же, что и при соответствующих нормальных полетах. Однако на практике, вследствие обратного действия подъемной силы, перевернутый полет имеет ряд особенностей, на которых мы и остановимся.

1. Так как в перевернутом полете крыло работает обратной стороной, т. е. в невыгодных аэродинамических условиях, то аэродинамическое качество самолета сильно ухудшается (малые c_y и большие c_x). Ухудшение аэродинамического качества ведет, естественно, к снижению летных качеств самолета, т. е. в перевернутом положении самолет летает

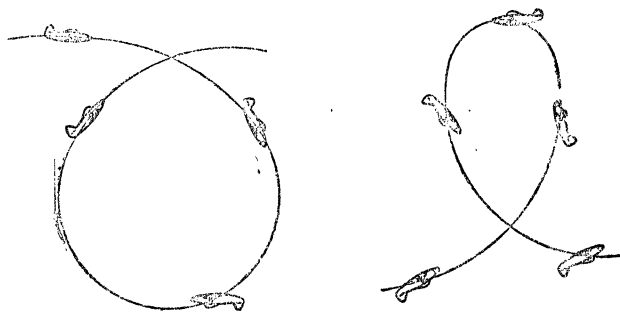


Рис. 202. Петля в перевернутом положении

хуже, чем в нормальном. На специальных фигурных самолетах этот недостаток устранили тем, что применяют симметричный профиль крыла: это несколько ухудшает полет в нормальном положении, но сильно улучшает в перевернутом.

2. Управляемость самолета в перевернутом полете изменяется (по сравнению с нормальным полетом). Во-первых, летчику приходится делать обратные движения ручкой управления и педалями, т. е. для увеличения угла атаки приходится давать ручку от себя, а для уменьшения—брать на себя; для накренения самолета вправо—отклонять перевернутую ручку влево, для накренения влево—ручку вправо; для поворота самолета вправо—давать левую педаль, для поворота влево—правую педаль. Все это требует, разумеется, тренировки. Кроме того, если самолет сбалансирован стабилизатором на нормальный полет (стабилизатор поставлен в стрижательное положение), то в перевернутом полете самолет под действием стабилизатора, которое окажется обратным, будет стремиться перейти в пикирование и летчику придется для уравновешивания самолета очень сильно давать ручку управления от себя, причем руля высоты может даже не хватить. Поэтому для перевернутого полета самолеты снабжаются специальным устройством, которое позволяет быстро переставлять стабилизатор соответственно балансировке, необходимой для перевернутого полета.

3. Положение летчика, который висит на ремнях вниз головой, очень тяжелое и требует, разумеется, тренировки (раньше полагали, что длительный полет вниз головой по физиологическим причинам невозможен, но потом это было опровергнуто практикой). Особенно тяжелы фигуры в перевернутом положении (рис. 202). При этом перегрузки полу-

чаются отрицательными и, следовательно, летчика не прижимает к сиденью (как на фигурах в нормальном полете), а, наоборот, выбрасывает из самолета. Например, если вес летчика равен 70 кг, то при трехкратной перегрузке тело летчика будет находиться под действием выбрасывающей силы, равной 210 кг. Отсюда ясно, что пилотские ремни должны обладать большой прочностью и плотно прилегать к телу, а педали устроены так, чтобы позволяли прикрепить к ним ноги пилота. Что касается самолета, то он должен обладать достаточным запасом прочности на случай *D*.

4. Для длительного перевернутого полета необходимы специальные меры для обеспечения нормальной работы мотора, которые сводятся к тому, чтобы питание мотора горючим и смазочным в перевернутом полете не нарушалось и чтобы была устранена возможность выливания горючего из баков.

В заключение заметим, что переход из нормального полета в перевернутый может быть сделан различными способами. Наиболее удобен переход с медленного (управляемого) переворота через крыло или же с полупетли, но при втором способе начальная скорость должна быть такова, чтобы на вершине петли скорость оказалась достаточной для перевернутого полета.

Из фигурных полетов обычно делаются виражи, штопор и петли (рис. 202). Вследствие отрицательных перегрузок, вызывающих сильный прилив крови к голове, выполнение перевернутых петель для летчика очень тяжело.

1. Б. Н. Юрьев. Экспериментальная аэродинамика. ОНТИ, 1936.
2. В. П. Ветчинкин. Динамика самолета. ОНТИ, 1933.
3. В. С. Пышинов. Аэродинамика самолета. Оборонгиз, 1943.
4. Б. Т. Горощенко. Аэродинамика скоростного самолета. Оборонгиз, 1948.
5. Я. И. Левинсон. Аэродинамика больших скоростей. Оборонгиз, 1950.
6. В. Ф. Болотников. Элементарный курс аэродинамики. Оборонгиз, 1950.
7. С. Г. Козлов, Я. М. Курицкес, В. С. Пышинов. Практическая аэродинамика. Оборонгиз, 1939.
8. В. Ф. Болотников. Некоторые характеристики реактивных самолетов. Оборонгиз, 1947.
9. И. В. Остославский, В. М. Титов. Аэродинамический расчет самолета. Оборонгиз, 1947.
10. Б. Т. Горощенко, А. Я. Жуков, Э. Б. Микиртумов, Г. Н. Федоров. Задачник по аэродинамике самолета. Оборонгиз, 1948.
11. Б. Н. Юрьев. Воздушные винты. ОНТИ, 1934.
12. В. Л. Теуш и А. И. Сидоров. Общий курс воздушных винтов. Оборонгиз, 1943.
13. В. Л. Теуш, М. Б. Чернобыльский. Работа воздушного винта. Оборонгиз, 1946.
14. П. М. Ширманов. Курс аэродинамики. Оборонгиз, 1949.
15. Г. С. Васильев. Некоторые причины ошибок пилотирования. Оборонгиз, 1946.
16. В. Б. Висленев и Д. В. Кузьменко. Теория авиации. Госвоениздат, 1939.
17. М. А. Исакович. Теория полета. Гостехиздат, 1947.
18. П. Осокин. Самолеты, ч. 1. Воениздат, 1938.
19. Справочник авиаконструктора, т. 1. Аэродинамика самолета. Изд. ЦАГИ, 1939.
20. С. М. Ильяшенко. Физические основы авиации. ОНТИ, 1933.
21. И. И. Соколов. Курс физики (механика). Учпедгиз, 1949.
22. А. Я. Модестов. Физика (механика).
23. К. Шютт. Введение в физику полета. ОНТИ, 1938.
24. П. А. Молчанов. Курс аэронавигации, 1937.
25. История воздухоплавания и авиации в СССР. Оборонгиз, 1944.
26. К. Платонов. Человек в полете. Воениздат, 1946.
27. С. М. Ильяшенко. Быстрее звука. Гостехиздат, 1947.
28. Н. В. Иноземцев. Реактивные двигатели в авиации. Оборонгиз, 1946.
29. А. И. Применко. Реактивные двигатели, их развитие и применение. Оборонгиз, 1946.
30. Я. Левинсон. Мировое значение русской аэродинамики. Газета «Сталинский сокол», 1948, январь.
31. Л. Шереметьев. Реактивные авиационные двигатели. Газета «Сталинский сокол», 1947, март.
32. А. Кочетков, А. Степанец, П. Оноприенко. Некоторые особенности эксплуатации реактивных самолетов. Газета «Сталинский сокол», 1946, октябрь.
33. Н. Ожгихин. Турбокомпрессорные воздушно-реактивные двигатели. Газета «Сталинский сокол», 1947, май.
34. С. Стрижевский. Винты для скоростных самолетов. Газета «Сталинский сокол», 1947.
35. А. Г. Бедункевич, В. Я. Крылов, Я. Г. Пановко, О. Н. Розанов, Г. Г. Ростовцев. Особенности конструкции реактивных самолетов. Воениздат, 1948.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение		Стр. 3
Глава I. Горизонтальный полет самолета		
§ 1. Условия равновесия сил в горизонтальном полете. Нагрузка на квадратный метр площади крыльев		4
§ 2. Скорость, необходимая для горизонтального полета		6
§ 3. Влияние угла атаки на необходимую скорость. Наклон самолета к горизонту при разных скоростях. Минимальная скорость		9
§ 4. Тяга, необходимая для горизонтального полета. Минимальная необходимая тяга и наиболее выгодная скорость		14
§ 5. Зависимость необходимой тяги от скорости полета. Необходимые и располагаемые тяги		16
§ 6. Мощность, необходимая для горизонтального полета. Минимальная необходимая мощность и экономическая скорость		18
§ 7. Зависимость необходимой мощности от скорости. Необходимые и располагаемые мощности		21
§ 8. Диапазон скоростей горизонтального полета		24
§ 9. Первые и вторые режимы горизонтального полета		25
§ 10. Влияние высоты на скорость полета. Показания указателя скорости на высоте. Приборная, индикаторная и истинная скорости полета		26
§ 11. Влияние высоты на необходимую мощность. Необходимые и располагаемые мощности на разных высотах		30
§ 12. Влияние изменения веса самолета на необходимую скорость		37
§ 13. Влияние изменения веса самолета на необходимую мощность		38
§ 14. Влияние ветра на горизонтальный полет. Путевая скорость. Влияние порывистого ветра. Влияние восходящих и нисходящих течений		40
Глава II. Дальность и продолжительность полета		
§ 15. Расчет дальности (при безветрии) и продолжительности полета . .		46
§ 16. Максимальная дальность (при безветрии) и максимальная продолжительность полета		48
§ 17. Влияние веса и высоты на дальность и продолжительность полета .		51
§ 18. Влияние ветра на дальность полета		56
Глава III. Подъем самолета		
§ 19. Условия равновесия сил при подъеме		59
§ 20. Скорость, необходимая для подъема		60
§ 21. Тяга, необходимая для подъема. Угол подъема. Наклон самолета к горизонту при подъеме		61

§ 22.	Мощность, потребная для подъема	64
§ 23.	Вертикальная скорость подъема	65
§ 24.	Поляра скоростей подъема. Первые и вторые режимы подъема . .	66
§ 25.	Влияние высоты на вертикальную скорость. «Потолок» самолета. Подъем на «потолок». Скороподъемность	69
§ 26.	Влияние изменения веса (нагрузки) на летные свойства самолета при подъеме	72
§ 27.	Влияние ветра на подъем. Влияние восходящих и нисходящих течений на угол подъема и вертикальную скорость относительно земли	73

Глава IV. Спуск (планирование) самолета

§ 28.	Условия равновесия сил при спуске с работающим мотором и при планировании. Пикирование	76
§ 29.	Скорость при планировании и пикировании. Предельная скорость	79
§ 30.	Угол планирования. Наклон самолета к горизонту при планировании	81
§ 31.	Вертикальная скорость планирования. Время планирования с высоты	84
§ 32.	Поляра скоростей планирования. Первые и вторые режимы планирования	86
§ 33.	Дальность планирования (при безветрии)	88
§ 34.	Влияние ветра на планирование. Влияние нисходящих и восходящих течений	90

Глава V. Равновесие, управляемость и устойчивость самолета

§ 35.	Равновесие моментов в полете. Общее понятие об управляемости и устойчивости самолета	95
§ 36.	Центр тяжести самолета	96
§ 37.	Центр давления крыла и его перемещение	99
§ 38.	Центровка самолета. Понятие о средней аэродинамической хорде. Изменение центровки	101
§ 39.	Продольное равновесие самолета	104
§ 40.	Момент крыла и зависимость его от угла атаки и центровки . .	107
§ 41.	Момент горизонтального оперения и зависимость его от положения стабилизатора и руля высоты	109
§ 42.	Продольная управляемость самолета. Действие руля высоты. Балансировочная кривая. Степень управляемости. Влияние центровки на управляемость	112
§ 43.	Влияние работы ВМГ на продольное равновесие и управляемость	116
§ 44.	Меры для уменьшения усилия на ручке управления. Компенсированный руль высоты. Сервокомпенсатор. Управляемый стабилизатор. Триммер	118
§ 45.	Продольная устойчивость. Фокус крыла и фокус самолета. Зависимость устойчивости от центровки	121
§ 46.	Проявление устойчивости в полете. Суждение об устойчивости по движению ручкой управления. Связь между устойчивостью и управляемостью	126
§ 47.	Поперечное и путевое равновесие. Реакция вращения винта. Действие струи от винта на вертикальное оперение	129
§ 48.	Поперечная и путевая управляемость. Действие элеронов и руля направления. Планирование со скольжением	133
§ 49.	Поперечная и путевая устойчивость	136
§ 50.	Поперечное торможение крыльев. Автсротация крыльев	139
§ 51.	Опасность потери скорости	140

Глава VI. Взлет и посадка

§ 52.	Взлет самолета (общее понятие). Этапы взлета и взлетная дистанция	143
§ 53.	Разбег и отрыв самолета от земли. Ускорение при разбеге. Скорость при отрыве	144
§ 54.	Выдерживание самолета над землей для набора скорости. Взлетная скорость и этап подъема	148

§ 55. Нормальный взлет и ошибки на взлете. Взлет с подрывом. Взлет с полуопущенным хвостом	150
§ 56. Длина и время разбега (при безветрии). Взлетная дистанция. Влияние веса и других факторов на длину разбега и взлетную дистанцию	152
§ 57. Влияние ветра на взлет и взлетную дистанцию. Взлет с боковым ветром	158
§ 58. Посадка самолета (общее понятие). Этапы посадки	163
§ 59. Расчет на посадку. Подход к земле. Ошибки в расчете дальности планирования	163
§ 60. Выравнивание самолета. Выдерживание над землей для погашения скорости. Приземление и пробег	166
§ 61. Посадочная скорость. Способы уменьшения посадочной скорости. Длина пробега	168
§ 62. Выполнение посадки и виды посадок	171
§ 63. Влияние ветра на посадку. Посадка с боковым ветром	173

Глава VII. Криволинейный полет (общие сведения)

§ 64. Общее понятие о криволинейном полете самолета	176
§ 65. Особенности управления самолетом в криволинейном полете. Влияние гироскопического и реактивного моментов винта	178
§ 66. Перегрузки в криволинейном полете. Перегрузочный прибор	182
§ 67. Запас прочности самолета в нормальном полете и при перегрузках	186

Глава VIII. Виращ, спираль, боевой разворот

§ 68. Виращи. Правильный виращ (действие сил)	189
§ 69. Радиус вираща. Зависимость радиуса вираща от скорости и угла крена. Время вираща	190
§ 70. Перегрузки на виращах	195
§ 71. Скорость на вираще. Минимальная допустимая скорость на вираще. Ошибки на виращах. Влияние веса и высоты на скорость на вираще	196
§ 72. Мощность, потребная для вираща	200
§ 73. Предельный виращ. Влияние высоты на предельный виращ	201
§ 74. Управление самолетом и работа рулей на правильном вираще	203
§ 75. Виращи со скольжением и ошибки на виращах со скольжением	205
§ 76. Спираль. Скорость на спирали. Наивыгоднейшая спираль	208
§ 77. Боевой разворот и выполнение его. Преимущества боевого разворота	209

Глава IX. Штопор самолета

§ 78. Режимы штопора (общее понятие)	211
§ 79. Причины штопора. Авторотация крыла. Вращающие моменты на штопоре	213
§ 80. Влияние центровки и некоторых других факторов на штопор	217
§ 81. Особенности режимов штопора	219
§ 82. Ввод самолета в штопор. Вывод из штопора. Перегрузка на штопоре	220
§ 83. Влияние элеронов и винто-моторной группы на выход самолета из штопора	221

Глава X. Фигурные полеты

§ 84. Назначение фигурного пилотажа	223
§ 85. Пикирование и торможение пикирования. Вход в пикирование. Выход из пикирования и перегрузка на выходе. Радиус выхода	224
§ 86. Горка. Действие сил и выполнение горки	229
§ 87. Петля Нестерова. Действие сил и скорость на петле. Выполнение петли	231
§ 88. Перевороты через крыло (штопорные и управляемые)	234
§ 89. Переворот Иммельмана	237
§ 90. Равверсман	238
§ 91. Перевернутый полет	238

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
55	5-я снизу	$L_{500\text{ макс}} \approx \frac{122}{0,15 \text{ л/км}} \approx 813 \text{ км}$	$L_{500\text{ макс}} \approx \frac{122 \text{ л}}{0,15 \text{ л/км}} \approx 813 \text{ км}$
58	11-я сверху	$C_k = \frac{C_h}{V_{\text{зем}}} = \frac{16 \text{ кг/час}}{110 \text{ км/час}} \approx$ $\approx 0,45 \text{ кг/км.}$	$C_k = \frac{C_h}{V_{\text{зем}}} = \frac{16 \text{ кг/час}}{110 \text{ км/час}} \approx$ $\approx 0,145 \text{ кг/км.}$
73	11-я и 12-я сверху	... кривая N_p окажется выше и правее...	... кривая N_p , окажется выше и правее...
88	14-я сверху	...до безопасной высоты...	...ниже безопасной высоты...
154	19-я сверху	$L_{\text{разб}} \approx \frac{(32^2 \text{ м/сек})^2}{2 \cdot 2,4 \text{ м/сек}^2} \approx 213 \text{ м}$	$L_{\text{разб}} \approx \frac{(32 \text{ м/сек})^2}{2 \cdot 2,4 \text{ м/сек}^2} \approx 213 \text{ м}$
201	10-я сверху	$V^3_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n^3_{\text{вир.}}}$	$V^3_{\text{вир}} = V^3_{\text{гор}} \sqrt{n^3_{\text{вир.}}}$

Цена 9 руб. 50 коп.