

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Исследования вертикально взлетающих самолетов в США	1
Истребитель-бомбардировщик и разведчик Хоукер Сиддли „Хариер“	19
Дополнительные сведения о самолете Хоукер Сиддли „Хариер“	27
Бортовая комплексная система обработки данных	29
Английское кислородное и защитно-спасательное снаряжение .	30
Электротермические противообледенители	36
Научно-исследовательский центр им. Арнольда	37
Хроника	40

УДК 629.735.33.014.16(73)

ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕРТИКАЛЬНО ВЗЛЕТАЮЩИХ САМОЛЕТОВ В США

За последние годы достигнуты большие успехи в области разработки вертикально взлетающих самолетов. Построено много разнообразных типов таких самолетов, что затрудняет их систематическую классификацию.

Наиболее логичной представляется классификация, приведенная на фиг. 1. Летательные аппараты классифицируются на этой фигуре по способу создания подъемной силы на режиме висения и в зависимости от способа создания тяги в крейсерском полете.

Эффективность различных способов создания подъемной силы характеризуется следующими параметрами: с одной стороны, отношением подъемной силы T на режиме висения к мощности W , расходуемой на создание этой силы (когда подъемная сила создается тягой двигателя, W соответствует кинетической энергии газовой струи); с другой стороны, удельной нагрузкой T/S , где S —площадь, ометаемая несущим винтом, или площадь струи.

На фиг. 2 показаны точки, соответствующие основным существующим летательным аппаратам.

Таким путем можно сравнивать эффективность различных систем с к.п.д. идеального воздушного винта в кольцевом канале, который принимается за единицу. Различные типы летательных аппаратов характеризуются очень широким диапазоном этих параметров, и из фиг. 2 видно, что при переходе от несущего винта вертолета к подъемному двигателю T/W изменяется в отношении 100:1, а T/S —в отношении 1:1000.

Иными словами, нагрузка, приходящаяся на единицу мощности, очень быстро уменьшается, когда возрастает T/S , т. е. когда уменьшается диаметр отбрасываемой струи. T/W обратно пропорционально скорости струи, которая равна примерно 25 м/сек для струи, отбрасываемой несущим винтом вертолета, и 600 м/сек для газовой струи подъемного двигателя.

Но создание подъемной силы—это только одна сторона проблемы, и получаются прямо противоположные выводы, если сравнивать величины T/W с точки зрения крейсерских скоростей (фиг. 3).

Это приближенное сопоставление параметров показывает, что оптимальное решение зависит от

условий эксплуатации, и для того чтобы найти его, в каждом случае требуется более детальный анализ.

Для проверки расчетов необходимо строить экспериментальные модели и испытывать их в аэродинамической трубе и в полете. В США такие испытания проводились в течение более чем 10 лет.

На первом этапе испытаний, примерно с 1954 по 1964 г., все возможные варианты систематически изучались либо различными государственными организациями (NASA, BBC, университеты и т. д.), либо самолетостроительными фирмами, с которыми было для этого заключено около 50 контрактов на проведение исследовательских работ. Результатом этих первых работ была постройка 18 экспериментальных самолетов, из которых 10 поступили на летные испытания, это вертикально взлетающие самолеты первого поколения.

В последующий период началось изучение определенных эксплуатационных характеристик и были построены самолеты второго поколения, отвечающие более высоким требованиям.

На разработку основных вертикально взлетающих самолетов первого поколения были заключены контракты общей стоимостью более 100 млн. долларов.

До последнего времени вертикально взлетающие самолеты разрабатывались только по военным программам. Однако полученные результаты заставили компании авиалиний заинтересоваться некоторыми проектами.

К концу 1965 г. общая сумма ассигнований составила около 210 млн. долларов. Кроме того, начата работа по программе, предусматривающей создание самолета с малой длиной разбега и пробега для применения в локальных войнах.

Разработка вертолетов также прямо или косвенно отражается на разработке вертикально взлетающих самолетов.

Основной является программа разработки военно-транспортного вертикально взлетающего самолета, на которую из бюджетов трех видов вооруженных сил ассигновано 150 млн. долларов. Тактико-технические требования предусматривали создание самолета, который сможет перевозить платную нагрузку 3600 кгс на расстояние 370 км.

Способ создания маршевой тяги	Способ создания подъемной силы на режиме висения			
	Несущий винт вертолета А	Свободный самолетный воздушный винт В	Воздушный винт в канале или вентилятор С	ТРД D
1 Поворот крыла	 А 1 Вертолеты	 В 1 Конвэр XFV-1 Локхид XFV-1	 С-1 Летающие «джипы»	 D 1 Райан X-13 (Франция: «Колесотер»)
2 Изменение направления тяги	 А 2 Белл XV-3 Камов К-16	 В 2 Вертол VZ-2, Хиллер X-18 Кертисс X. 100 Вогт XC-142 Кертисс X. 19	 С 2 Доан VZ-4 Белл X-22	 D 2 Белл А.Т.В (ФРГ: VJ.101C)
3 Отклонение вектора тяги	 А 3	 В 3 Райан VZ-3 Фэрчайлд VZ-5 (Франция: Бреге 941 с коротким разбегом)	 С 3	 D 3 Белл X-14 Локхид XV-4 А XV БА (Англия: P.7127)
4 Отдельный маршевый двигатель	 А 4 Мак Доннел XV-1 (Англия: «Ротодайн»)	 В 4	 С 4 Райан XV-5 А	 D 4 (Англия: Шорт SC.1 Франция: «Бальзак» «Мираж» ШУ)

Фиг. 1. Классификация вертикально взлетающих аппаратов (в скобках указаны европейские самолеты)

В конечном счете был выбран самолет Линг-Темко-Воут ХС-142 с четырьмя ТВД и поворотным крылом.

На разработку этого самолета было выделено 115 млн. долларов. Построено пять самолетов.

Однако выбор самолета ХС-142 не совсем удовлетворил флот США, так как этот самолет трудно использовать на авианосцах вследствие его больших размеров. В качестве условия участия в программе флот США потребовал, чтобы одновременно была начата разработка более компактного самолета с четырьмя воздушными винтами с изменяемым направлением оси вращения, расположенными в обтекателях.

Проекты самолета такого типа были представлены фирмами Дуглас и Белл; был выбран проект фирмы Белл. Но этот самолет, получивший обозначение Х-22А, имеет небольшой вес, который может быть у экспериментального самолета, но не у самолета, предназначенного для эксплуатации. К концу 1965 г. на разработку самолета Х-22А было ассигновано 25 млн. долларов, а дополнительные расходы взяли на себя фирмы Белл и флот США.

Третий самолет — Кертисс-Райт Х-19 с четырьмя свободными воздушными винтами с изменяемым направлением оси вращения — первоначально разрабатывался за счет фирмы, а в 1962 г. пра-

вительство ассигновало на его разработку 11,6 млн. долларов, однако разработка его прекращена.

Предполагалось разработать вертикально взлетающий истребитель-бомбардировщик и разведчик, однако после проведения проектных исследований, проводившихся совместно с ФРГ, разработка также была прекращена.

Продолжаются работы по самолетам Локхид XV-4А «Хаммингберд», Райан XV-5А, Хоукер Р-1127 (XV-6А).

Вертолеты, ввиду способности летать на режиме висения, могут рассматриваться как вертикально взлетающие самолеты. Поэтому ниже рассматриваются и основные направления разработки вертолетов.

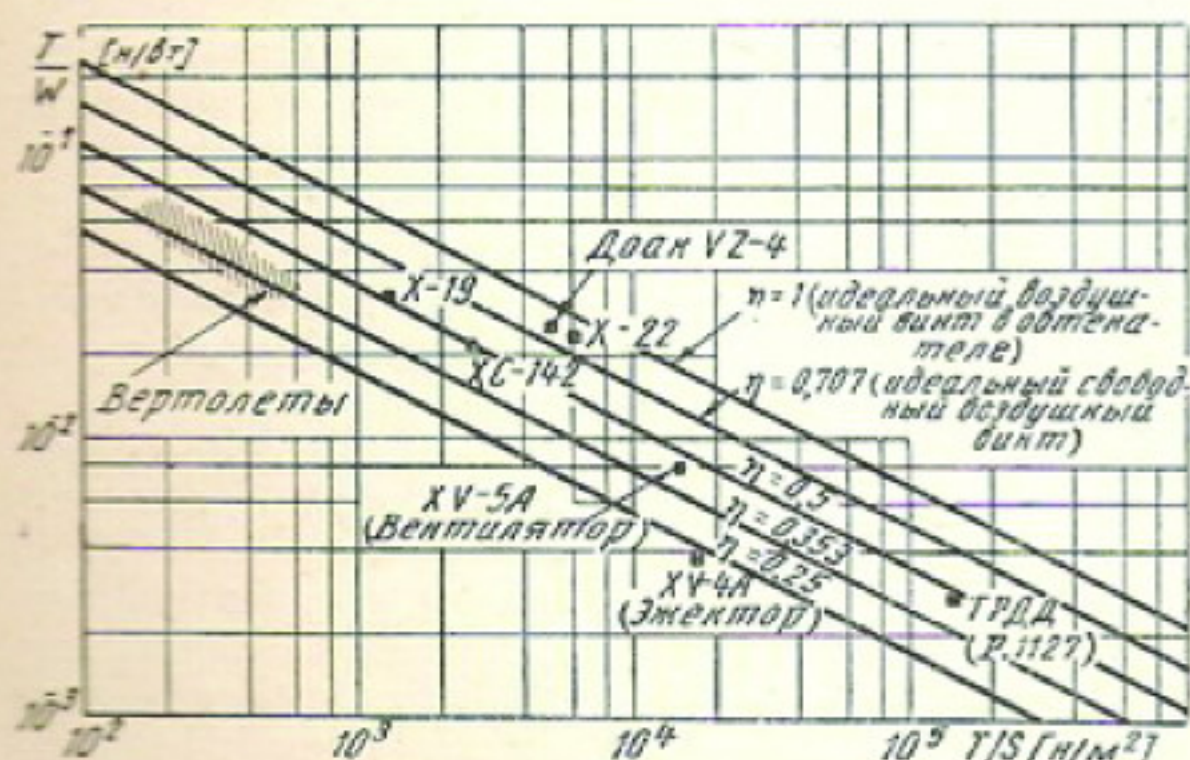
Программа SFH (Self Ferry Helicopter) предусматривает создание вертолетов, способных пролетать без посадки очень большие расстояния, порядка 3700 км.

Программа НРН (High Performance Helicopter — вертолет с высокими летными характеристиками) осуществляется управлением исследований в области транспорта армии США. Задача этой программы — увеличить скорость полета вертолетов путем уменьшения сопротивления, уменьшения удельной нагрузки на несущий винт (путем использования, кроме него, также и неподвижного крыла) и установки вспомогательных двигателей. Уже достигнуты скорости порядка 350 км/час. Конечная цель состоит в том, чтобы приблизить характеристики вертолетов к характеристикам разрабатываемых в настоящее время вертикально взлетающих самолетов. Исследуются конфигурации, в которых несущий винт на время крейсерского полета будет складываться или убираться.

Для исследования вертикально взлетающих самолетов и самолетов с малой длиной разбега и пробега были разработаны специальные методы испытаний и соответствующее испытательное оборудование. Ставилась задача изучить сначала поведение самолета и летчика по отдельности, а затем испытывать самолет вместе с летчиком, согласно следующей программе:

испытания самолета без летчика при малых поступательных скоростях, главным образом, в аэродинамической трубе (исследование аэродинамики и летных характеристик, системы создания подъемной силы и силовой установки);

испытания летчика, также при малой скорости,



Фиг. 2. Сравнительная эффективность различных способов создания подъемной силы

на тренажере и на летательном аппарате с изменяемыми характеристиками устойчивости;

испытания пилотируемого самолета при малой скорости в аэродинамической трубе, на моделирующем устройстве, а затем в свободном полете.

Для испытаний использовались большие аэродинамические трубы, например, труба с закрытой рабочей частью в исследовательском центре им. Эймса, имеющая сечение рабочей части $12 \times 24 \text{ м}^2$ и скорость воздушного потока от 10 до 100 м/сек. В этой трубе было испытано большинство самолетов, достигших стадии постройки опытных образцов. Результаты натурных испытаний часто оказывались очень близкими к результатам последующих летных испытаний.

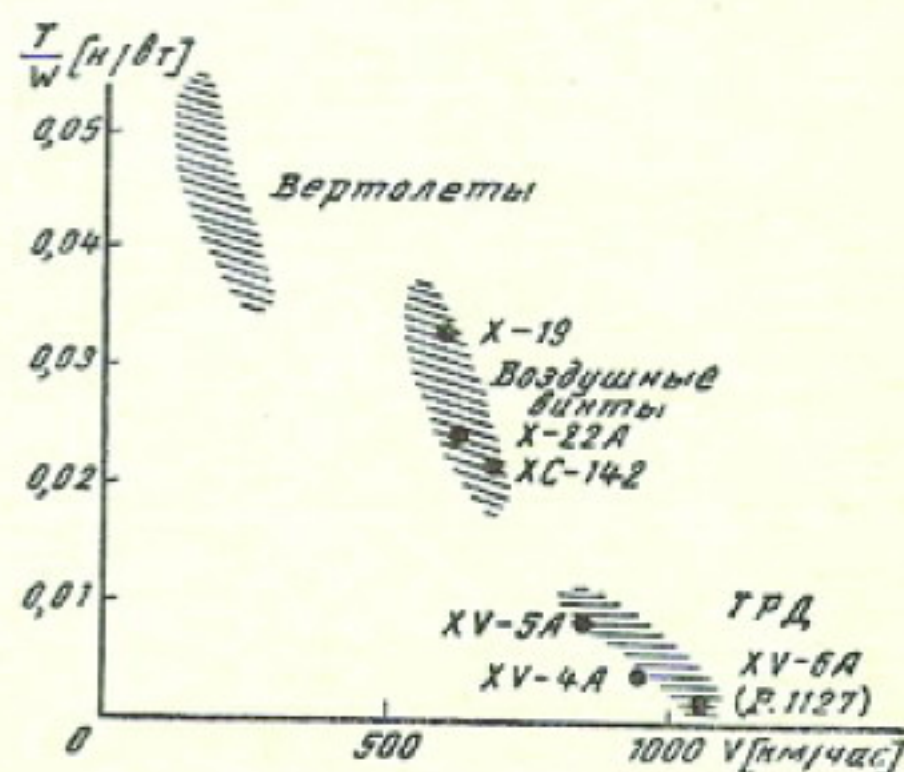
Использовались также аэродинамические трубы центра им. Лэнгли: труба для натурных испытаний сечением $9 \times 18 \text{ м}^2$ с открытой рабочей частью и труба с закрытой рабочей частью, имеющая две рабочие камеры (сечением $2,1 \times 2,1 \text{ м}^2$ и $5,2 \times 5,2 \text{ м}^2$).

Аэродинамические трубы для испытания вертикально взлетающих самолетов должны иметь следующие характеристики: большой размер рабочей части; малую минимальную скорость порядка 10 м/сек и хорошее качество воздушного потока при этой скорости; обильную подачу сжатого воздуха для имитации работы двигателей, системы управления пограничным слоем, сопел управления и т. д.; соответствующую аппаратуру для измерения и обработки данных.

Первоначально результаты, полученные на одной и той же модели в разных трубах, расходились из-за различий, связанных с влиянием стенок трубы и характеристиками воздушного потока. Но после систематических теоретических и экспериментальных исследований полученных результатов NASA удалось вывести поправочные формулы, позволяющие получить лучшее совпадение результатов.

Одним из наиболее важных безразмерных параметров в данном случае является отношение количества движения струй, создающих подъемную силу (реактивная струя двигателя, струя, отбрасываемая воздушными винтами, и т. д.), к количеству движения воздушного потока в трубе (фиг. 4).

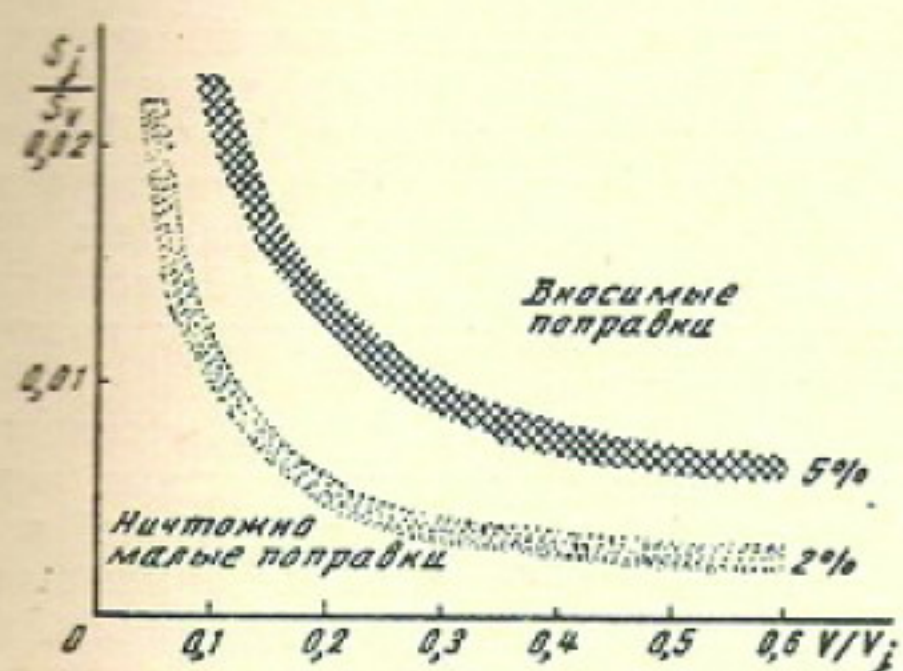
Опыт показал, что для таких испытаний удобнее использовать не обычные аэродинамические трубы, а специально спроектированные; подобная



Фиг. 3. Диапазоны скорости различных типов вертикально взлетающих аппаратов

труба строится NASA в исследовательском центре им. Лэнгли.

Испытания на режиме висения проводятся не в аэродинамических трубах, а в особых залах, достаточно больших для того, чтобы влияние стен и крыла практически не сказывалось.



Величины, связанные с моделью:
 S_j — площадь струй, создающих подъемную силу;
 V_j — скорость струй; g_j — количество движения струй
 Величины, связанные с аэродинамической трубой:
 S_v — лобовая площадь рабочей части; V — скорость потока в рабочей части; q_v — количество движения потока в рабочей части

Фиг. 4. Поправки вследствие влияния стенок трубы

Влияние близости земли может привести к увеличению на 5% взлетного веса самолета, поэтому оно довольно значительно сказывается на подъемной силе. Исследования влияния близости земли в аэродинамической трубе, при которых для имитации земли служил пол рабочей камеры, дали ошибочные результаты вследствие наличия пограничного слоя. Чтобы устранить это явление, в научно-исследовательском институте в Фарнборо и в аэродинамической трубе в центре им. Лэнгли (NASA) неподвижный пол заменен экраном, движущимся в направлении воздушного потока с такой же скоростью; впереди него находится устройство для отсасывания пограничного слоя (фиг. 5).

На фиг. 6 действительный эффект влияния земли сравнивается с результатами, полученными в аэродинамической трубе с подвижным и неподвижным экраном (испытывается крыло со струйным закрылком).

Под эффектом «душа» понимают явление захвата окружающего воздуха реактивной струей двигателей, используемых для создания подъемной силы на режиме висения. Это явление влияет на

летные характеристики не только на самом режиме висения, но и на переходных режимах. При этом сложном явлении играют роль одновременно характеристики реактивной струи, форма крыла в плане, положение крыла относительно земли и т. д., и оно до сих пор еще не проанализировано полностью, несмотря на большое количество теоретических и экспериментальных исследований.

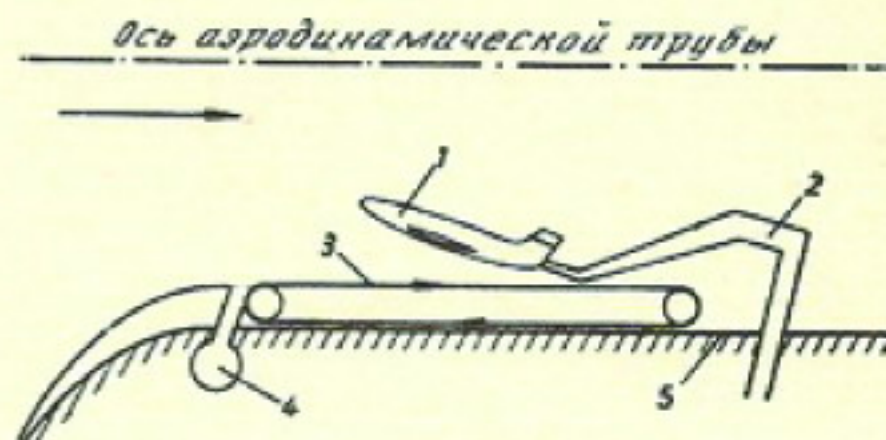
Область полета вертикально взлетающих самолетов с поворотным крылом можно представить в годографическом плане следующим образом: на оси абсцисс откладывается проекция V_x вектора скорости V на горизонталь, а на оси ординат — проекция V_y этого вектора на вертикаль (фиг. 7).

Эта область ограничивается:

мощностью двигателей, от которой зависят наклон траектории набора высоты и скороподъемность;

эффективностью управления по тангажу — начиная с определенного угла наклона траектории и с определенной скорости, момент тангажа становится больше момента управления;

срывными характеристиками крыла, в зависимости от скорости и режима работы двигателя.



1—модель; 2—державка; 3—движущийся экран; 4—отсасывание пограничного слоя; 5—стенка трубы
 Фиг. 5. Имитация влияния земли с помощью движущегося экрана в трубе центра им. Лэнгли

Последнее ограничение играет роль главным образом при заходе на посадку. Явления срыва возникают преимущественно при этом маневре, так как угол атаки в данном случае представляет собой сумму угла наклона траектории, угла продольного наклона самолета и угла установки крыла.

Когда при данной скорости достигается такой угол атаки, при котором начинается срыв, возникает бафтинг, что ограничивает максимальный угол наклона траектории. В аэродинамической трубе проводились исследования для того, чтобы установить, какое влияние оказывают в этом отношении форма и размеры крыла и его механизация (закрылки, уменьшающие угол установки крыла при том же коэффициенте подъемной силы, и предкрылки, увеличивающие критический угол атаки).

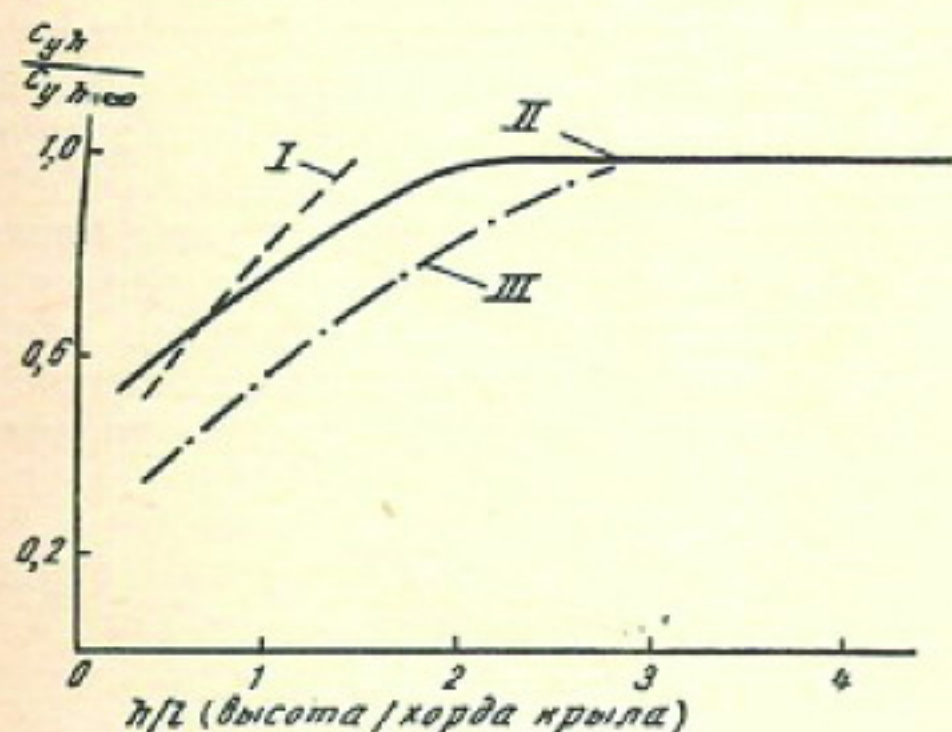
Самолеты VZ-2 и XC-142, на которых применяется такой способ создания подъемной силы, испытывались в аэродинамической трубе.

Для всех самолетов такого типа желательно иметь как можно большую область годографа, чтобы облегчить переходные маневры.

Для исследования управляемости вертикально взлетающих самолетов применяются различные неподвижные, подвижные и летающие моделирующие установки: от небольшого лабораторного устройства с визуальным моделированием условий полета на осциллографе до огромного подвижного тре-

Шкала оценки управляемости по методу Купера

Общая оценка	Оценка по шкале	Определение управляемости	Возможность выполнения основной функции летательного аппарата	Возможность использования
Удовлетворительная	1	Отличная, близкая к оптимальной	Да	Нормальные операции
	2	Хорошая, удобная в полете	Да	
	3	Удовлетворительная, но с некоторыми не очень хорошими характеристиками	Да	
Неудовлетворительная	4	Приемлемая, но с некоторыми нехорошими характеристиками	Да	Может использоваться в аварийной ситуации
	5	Неприемлемая при нормальной эксплуатации	Сомнительная	
	6	Приемлемая для аварийной конфигурации или для исключительных условий	Сомнительная	
Неприемлемая	7	Неприемлемая даже в аварийном положении или в исключительных условиях	Нет	Непригоден к использованию
	8	Неприемлемая, опасная	Нет	
	9	Неприемлемая, на грани управляемости	Нет	
Катастрофичная	10	Движения настолько резкие, что может оказаться невозможным покинуть самолет	Нет	



I—испытания на модели, подвижной относительно неподвижной земли; II—испытания при $V_{экр} = V_{труб}$; III—испытания при $V_{экр} = 0$

Фиг. 6. Сравнение результатов, полученных при измерении влияния земли разными методами (крыло со струйным закрылком, $c_{y\lambda}/c_{y\lambda_{max}} \approx 3 - \lambda = 3$)

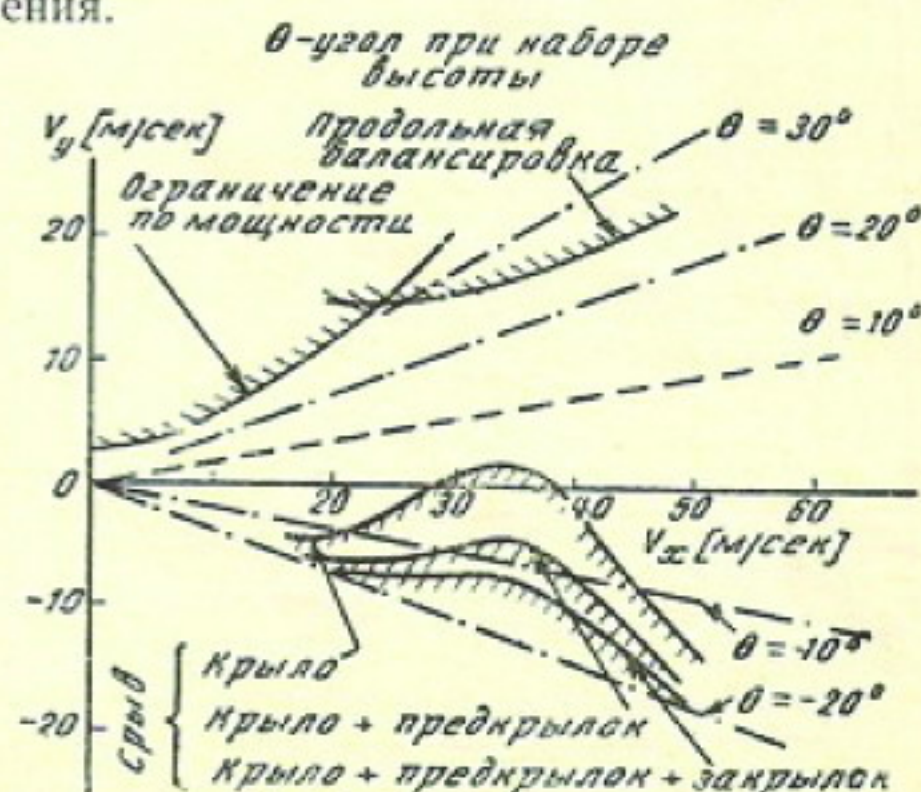
нажера с шестью степенями свободы и визуальным моделированием окружающих условий (такой тренажер имеется в центре им. Эймса) или до летательного аппарата с изменяемыми характеристиками устойчивости по трем осям.

Эти испытания производятся для того, чтобы квалифицированный летчик мог дать оценку каждой конфигурации и каждой поверхности управления. В США уже несколько лет используется 10-балльная шкала, предложенная летчиком-испытате-

лем NASA Купером (см. таблицу). Опытному летчику достаточно всего 20 мин для того, чтобы определить по этой таблице характеристики испытываемого самолета. Расхождение между результатами, полученными разными летчиками-испытателями, очень небольшое (не более чем на один балл).

Путем внесения некоторых изменений в тренажер его можно приспособить для изучения поведения летчика, однако еще не разработан общий метод таких исследований.

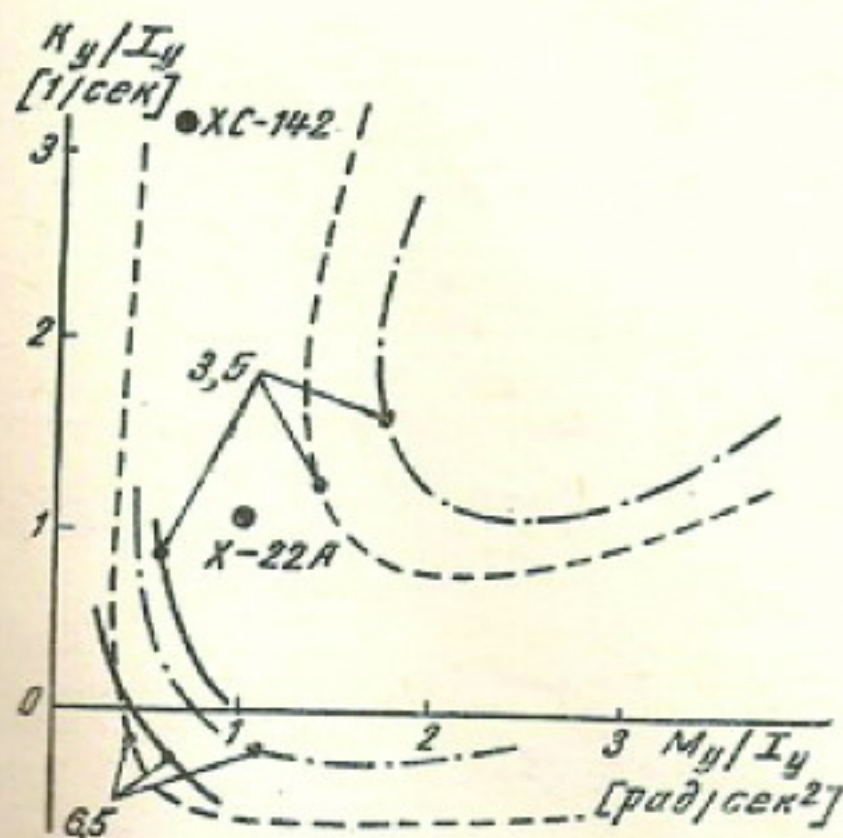
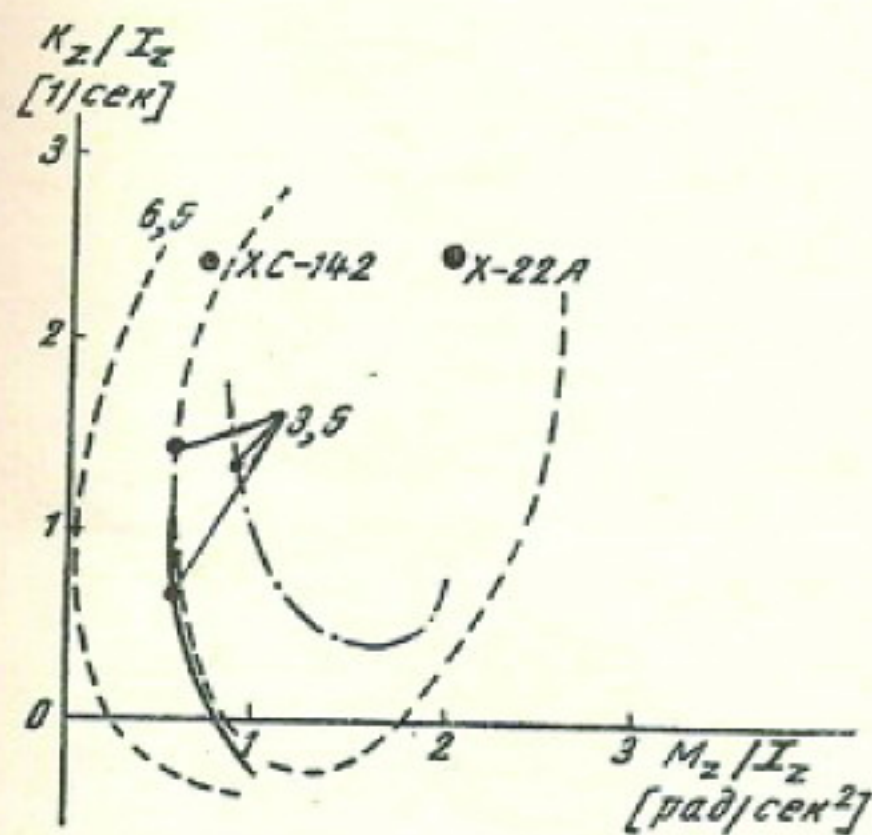
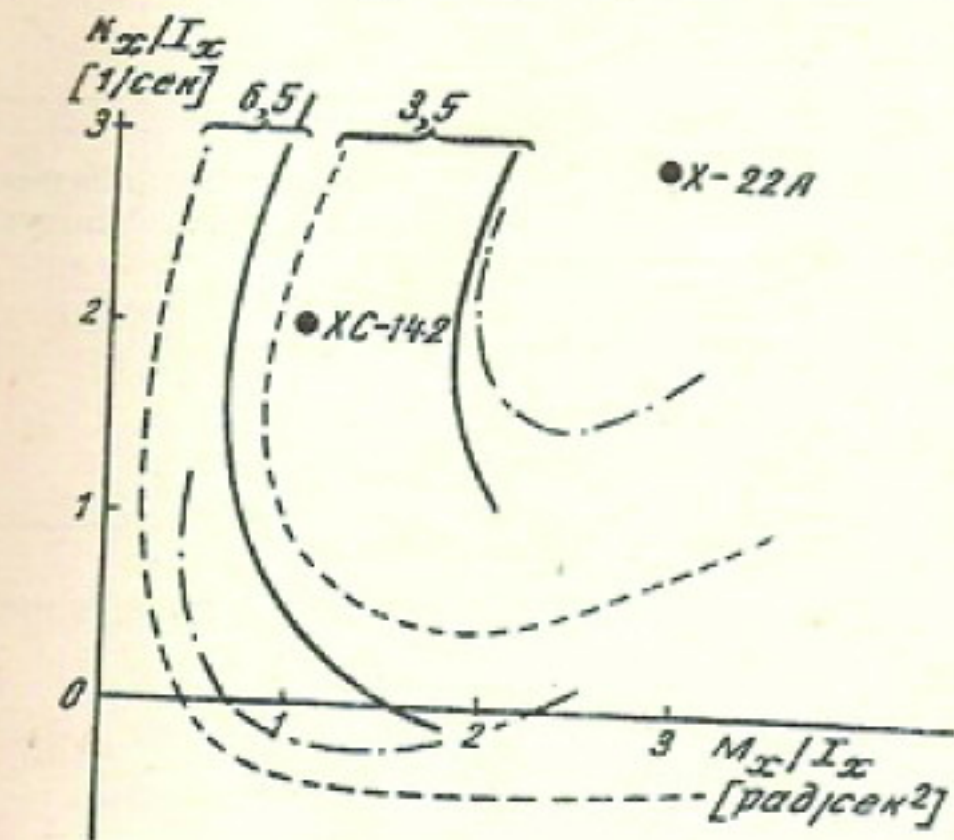
С помощью метода Купера исследуется эффективность управления, в частности, на режиме висения. Изучаются реакции самолета по каждой оси на отклонение рассматриваемой поверхности управления.



Фиг. 7. Годограф области полета

Каждую конфигурацию можно рассматривать как систему второго порядка без упругой механической компенсации рулей, характеризуемую только двумя относительными параметрами: относительным демпфированием (отношением демпфирования к инерции), выраженным в сек^{-1} , и относительной эффективностью (отношением момента управления к инерции), выраженной в $\text{рад}/\text{сек}^2$.

С точки зрения этих параметров, можно оценить поверхности управления по шкале Купера и построить кривые (фиг. 8). Кривые «3,5» и «6,5»



— летные испытания;
 - - - тренажер, подвижный по одной оси;
 - - - тренажер, подвижный по двум осям

Фиг. 8. Эффективность управления на режиме висения

соответствуют оценкам, определяющим границы между «удовлетворительными», «неудовлетворительными» и «неприемлемыми» характеристиками.

Для правильного моделирования необходимо точно воспроизвести все условия полета: турбулентность атмосферы, движение кабины, окружающую обстановку, которую летчик видит в кабине и снаружи самолета, и т. д. На фиг. 8 видно, насколько отличаются результаты при переходе от тренажера, подвижного по одной оси, к тренажеру, подвижному по двум осям.

Была сделана попытка построить систему критериев эффективности поверхностей управления на режиме висения.

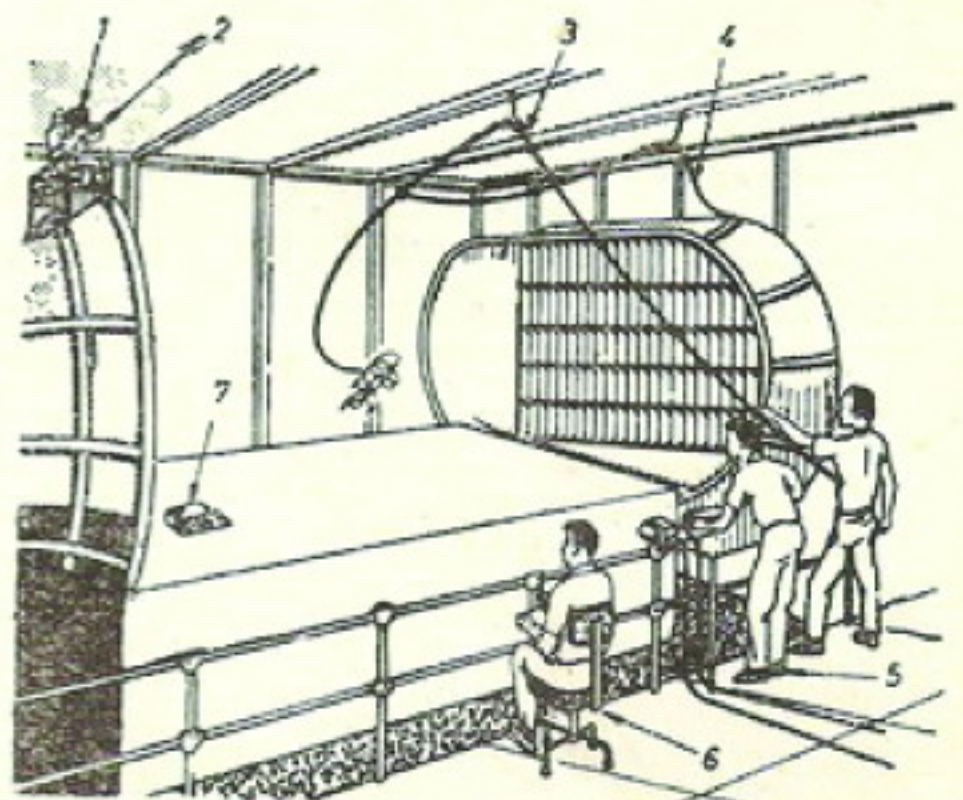
Для изучения поведения пилотируемого самолета требуется аэродинамическая труба очень больших размеров, подобная показанной на фиг. 9 натурной аэродинамической трубе с открытой рабочей частью, имеющейся в центре им. Лэнгли.

Испытывается подвижная и управляемая модель самолета с шестью степенями свободы. Модель закреплена на гибком или жестком тросе, который не создает вредных усилий, но ограничивает опасные движения модели в случае аварии или потери управляемости; кроме того, через этот трос проходит проводка, по которой к модели подается мощность для приведения ее в движение (с помощью сжатого воздуха или электричества), а также поступают управляющие команды и информация.

Модели динамически подобные, поэтому они имеют легкую конструкцию из пластмасс и стеклопластика, на них устанавливаются двигатели, работающие на сжатом воздухе, компактные и имеющие большую удельную весовую мощность, и т. д.

При моделировании масштаб времени изменяется и движения модели должны быть более быстрыми, чем движение самолета, что затрудняет управление.

Для демонстрации и анализа полета приходится разделять различные системы управления, каждой из которых занимается отдельный оператор (фиг. 9): один обеспечивает управление по крену, другой — по тангажу, третий — путевое управление,



1—кинокамера; 2—оператор путевого управления; 3—трос; 4—электрокабель и шланг подачи сжатого воздуха; 5—оператор управления двигателями; 6—оператор продольного управления; 7—оператор поперечного управления

Фиг. 9. Испытание модели в свободном полете в натурной аэродинамической трубе центра им. Лэнгли. Сечение открытой рабочей части $18 \times 9 \text{ м}^2$; $V < 50 \text{ м/сек}$

а четвертый управляет двигателями. Пятый оператор следит за соединительным тросом, чтобы трос не мешал движениям модели и чтобы модель не вышла за пределы области испытаний.

Имитация перехода с режима висения на крейсерский режим производится следующим образом.

Сначала модель устанавливают в положение полета на режиме висения в середине рабочей части трубы при отсутствии воздушного потока.

Затем приводят в действие аэродинамическую трубу и постепенно увеличивают скорость воздушного потока. В это время оператор, осуществляющий управление по тангажу, и оператор, управляющий двигателями, регулируют положение модели так, чтобы она оставалась в середине рабочей части трубы. Этот полет на переходном режиме (на постоянной высоте) длится примерно одну минуту — такое время требуется для того, чтобы скорость воздушного потока стала равной скорости самолета в конце переходного режима.

Выполняя операции в обратном порядке, можно имитировать переход с крейсерского режима на режим висения.

Проблема имитации наклона траектории полета (угла между вектором скорости и горизонтальной плоскостью) решается посредством фиктивного изменения ориентации силы тяжести (а следовательно, и горизонтальной плоскости) с помощью дополнительной тяги, прикладываемой к фюзеляжу сзади. Фиктивный вес модели становится тогда равным векторной сумме действительного веса и величины тяги. Однако эта испытательная установка не позволяет правильно имитировать влияние земли, особенно в случае взлета с разбегом по земле, из-за наличия пограничного слоя на стенках.

Во время испытаний траекторию «полета» модели снимают несколькими кинокамерами, и на основании этих измерений затем производится количественный анализ.

Аналогичным путем можно исследовать полет на режиме висения в залах больших размеров, которые более подходят для таких испытаний, чем рабочая часть аэродинамической трубы.

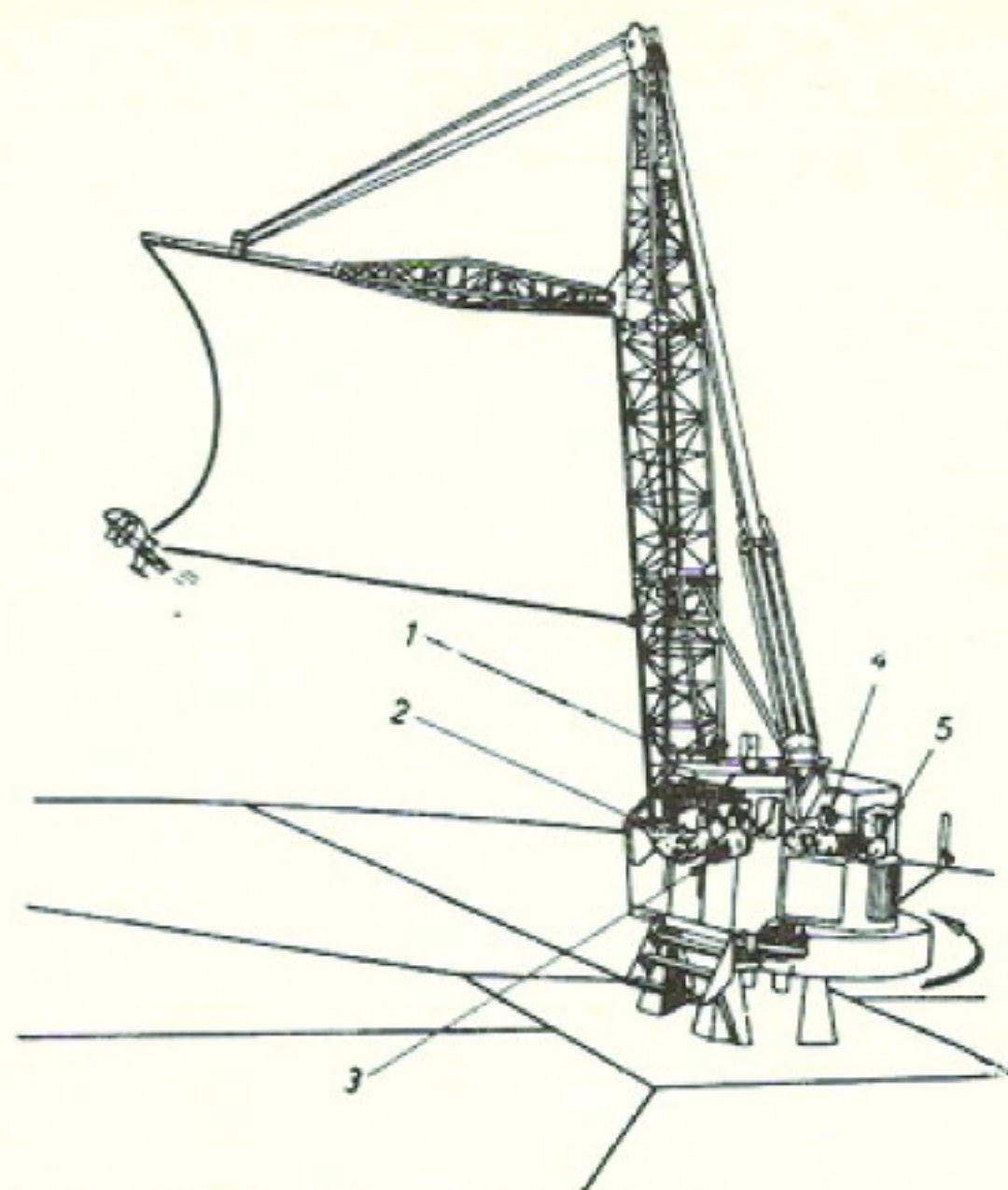
Результаты, полученные в аэродинамической трубе в центре им. Лэнгли, достаточно хорошо совпадают с результатами летных испытаний.

В центре им. Лэнгли проводились также испытания в свободном полете модели, прикрепленной к вращающемуся подъемному крану (фиг. 10). При этих испытаниях модель прикрепляется горизонтально к стойке крана тросом длиной 15 м и движется по траектории, описываемой на цилиндре радиусом 15 м. Подъемный кран и кабина, где находятся операторы, вращаются вокруг оси платформы так, что они всегда повернуты в сторону модели. Установку размещают по возможности там, где нет ветра, и монтируют на бетонном основании, позволяющем идеально имитировать влияние земли.

С помощью вращающегося крана можно исследовать устойчивость и управляемость по тангажу.

В Принстонском университете модели испытывают на установке, позволяющей одновременно имитировать пять степеней свободы (фиг. 11). Не имитируется только боковое перемещение.

Горизонтальное перемещение достигается при скольжении тележки, к которой прикреплена мо-

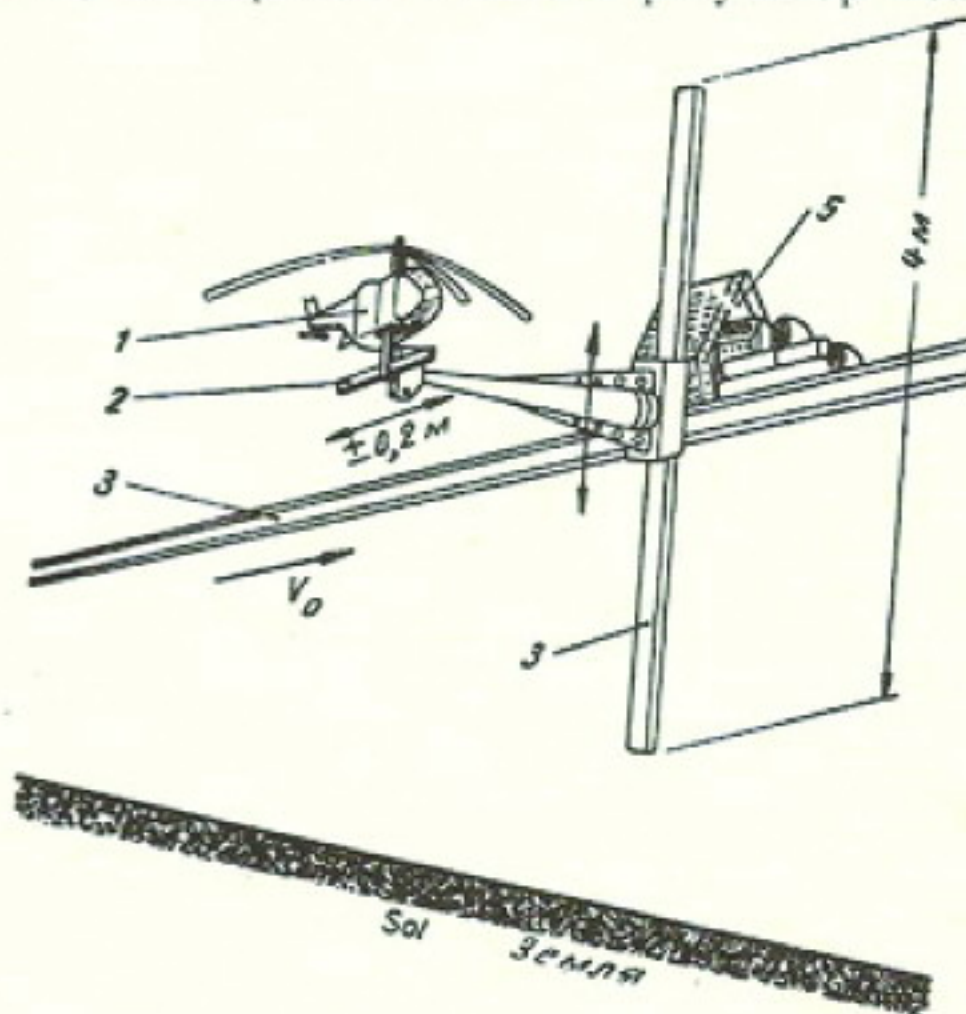


1—кинокамера и самописцы; 2—оператор управления моделью; 3—оператор управления привязным тросом; 4—оператор управления двигателем; 5—оператор вращающейся установки

Фиг. 10. Испытание модели в свободном полете с использованием вращающегося подъемного крана

дель, по направляющей длиной 230 м, установленной в ангаре, а вертикальное перемещение — путем скольжения модели по вертикальной направляющей, входящей в конструкцию тележки.

Чтобы получить быстрые и правильные реакции модели, необходимо, чтобы движения модели не зависели от перемещений тележки, инерция которой очень велика. С этой целью обеспечиваются колебания скорости относительно установившейся величины путем перемещения модели относительно тележки, а гидромеханический регулятор положе-



1—модель, установленная на трехкомпонентных весах; 2—направляющая для перемещения модели относительно державки; 3—направляющая для вертикального перемещения (4 м); 4—направляющая для горизонтального перемещения (230 м); 5—мотор, управляющий горизонтальным перемещением

Фиг. 11. Тележка с пятью степенями свободы для испытаний вертикально взлетающих аппаратов



Фиг. 12. Сравнение результатов летных испытаний и результатов, полученных при испытаниях на тележке (фиг. 11) модели вертикально взлетающего самолета Вертол VZ-2 в масштабе 1/5,2

ния позволяет установить тележку и модель в нужное положение относительно друг друга.

С помощью этого метода испытаний можно изучать поведение вертикально взлетающих самолетов и самолетов с малой длиной разбега и пробега при любых скоростях менее 12 м/сек (максимальное ускорение 0,6 м/сек²) на моделях, у которых размах может достигать 2,4 м, а вес 20 кгс.

В этом диапазоне можно, в частности, измерять влияние земли и производные устойчивости и наблюдать переходные режимы полета на высотах от 0 до 50 м.

Создание этой установки было долгим и сложным делом, но в настоящее время она работает хорошо и дает результаты, сопоставимые с результатами летных испытаний (фиг. 12).

Из экспериментальных вертикально взлетающих самолетов первого поколения проходит испытания только самолет Белл Х-14. Этот самолет с двумя двигателями, направление вектора тяги у которых можно изменять, используется NASA для фундаментальных исследований, так как он имеет систему изменения характеристик устойчивости. Вертикально взлетающие самолеты второго поколения были разработаны в результате исследований, проведенных специальным комитетом, созданным министерством обороны США. К концу 1960 г. этот комитет пришел к заключению о возможности разработки вертикально взлетающих самолетов и самолетов с малой длиной разбега и пробега, которые могут найти применение в ВВС, армии и флоте США.

Программа разработки самолета для трех родов войск включала три проекта:

военно-транспортный самолет ХС-142 с четырьмя ТВД и поворотным крылом; построено пять самолетов фирмами Линг-Темко-Воут/Хиллер/Райан;

экспериментальный самолет Х-19 с двумя ТРД и четырьмя воздушными винтами с изменяемым направлением оси вращения; фирмой Кертисс-Райт построено два самолета, но разработка прекращена;

экспериментальный самолет Х-22 с четырьмя ТВД и четырьмя воздушными винтами с изменяемым направлением оси вращения в каналах; фирмой Белл построено два самолета.

В свою очередь, армия США осуществляет программу разработки вертикально взлетающих самолетов для поддержки наземных войск:

экспериментального самолета XV-4А с двумя ТРД, вертикальная тяга которых увеличивается за счет эжекторного эффекта; построено два самолета фирмой Локхид-Джорджия; один самолет разбился, второй модифицируется;

экспериментального самолета XV-5А с двумя ТРД, на котором применяются вентиляторы с турбиной, расположенные в крыле; фирмой Райан построено два самолета, которые разбились во время испытаний.

Кроме того, США участвуют в совместной программе (Англия и ФРГ) постройки и испытаний английского вертикально взлетающего истребителя-бомбардировщика Хоукер-Сиддли Р-1127 (XV-6А). С 1965 г. эти самолеты испытывались на английской базе английскими, американскими и западногерманскими летчиками.

Между США и ФРГ было заключено соглашение о совместных проектных исследованиях по программе AVS («ТИ» № 23—24, 1967 г.) сверхзвукового вертикально взлетающего самолета. Кроме того, США вели переговоры с рядом стран об участии американских летчиков в летных испытаниях вертикально взлетающих самолетов и самолетов с малой длиной разбега и пробега: с Францией (самолеты Бреге 941, Дассо «Бальзак» и «Мираж» IIIV), с ФРГ (самолеты VJ.101С, военно-транспортный Do.31 и VAK.191В) и с Канадой (самолет с поворотным крылом Канадэр CL-84, самолеты «Карибу» и «Бафало», купленные армией США).

Самолет Линг-Темко-Воут ХС-142А. Комитетом при министерстве обороны США были разработаны ТТТ к военно-транспортному вертикально взлетающему самолету: самолет должен перевозить нагрузку 3,6 тс на расстояние 370 км с возвращением на базу; кроме того, он должен быть способен летать со скоростью 450 км/час на уровне моря и летать на режиме висения в течение 10 мин.

Такой самолет должен был, в первую очередь, удовлетворить требования армии США, в которой для выполнения подобного боевого задания приходилось использовать два летательных аппарата — самолет с малой длиной разбега «Карибу» и вертолет «Чинук». Требования флота и ВВС США были сходными, и программа финансировалась тремя видами вооруженных сил, но техническая ответственность возлагалась на ВВС США.

Был выбран проект фирмы Линг-Темко-Воут, которая построила пять самолетов, получивших обозначение ХС-142, при участии фирм Райан (изготовление крыла и хвостовой части фюзеляжа) и Хиллер (изготовление системы передачи мощности). Первый опытный самолет построен в июне 1964 г.

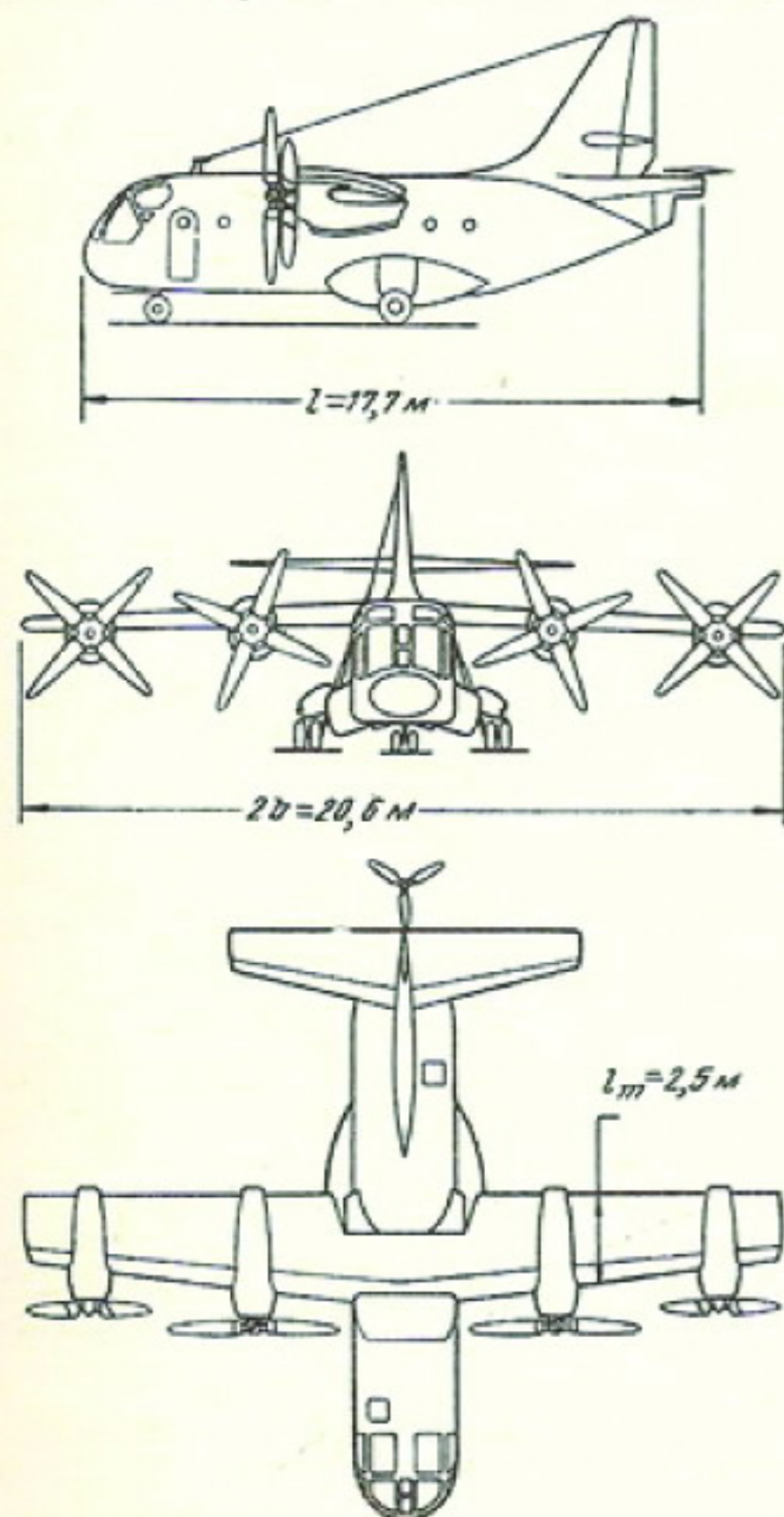
Самолет ХС-142А с поворотным крылом, поверхность которого обдувается струями, отбрасываемыми четырьмя воздушными винтами. При разработке самолета был использован опыт, полученный при проводившихся NASA летных испытаниях экспериментального летательного аппарата Вертол 76, имевшего такую же конфигурацию.

Крыло имеет большое удлинение ($\lambda = 8,6$) и размах 20,6 м (фиг. 13) и может поворачиваться

вместе с четырьмя гондолами двигателей. Воздушные винты диаметром 4,73 м имеют высокий к.п.д. на крейсерском режиме и большую тягу на режиме висения.

Двигатели и воздушные винты соединены поперечным валом; для продольного управления самолетом служит хвостовой рулевой винт, который может отключаться.

На самолете установлены четыре ТВД Джeneral Электрик Т64-GE1 мощностью по 2100 кВт. В крейсерском полете два двигателя выключаются; при вертикальном наборе высоты суммарная тяга четырех воздушных винтов в 1,16 раза превышает вес самолета. В случае отказа одного из ТВД этот



Фиг. 13. Схема и основные размеры самолета ХС-142А. Площадь крыла 49,5 м²; площадь, ометаемая воздушными винтами, 35 м²; объем грузового отсека 9×23×2,1 м

двигатель автоматически отключается, а четыре воздушных винта и хвостовой винт приводятся тремя двигателями.

Во время взлета и посадки с разбегом и пробегом и в крейсерском полете управление по трем осям осуществляется с помощью обычных поверхностей управления, но на режиме висения и на переходных режимах до и после крейсерского полета применяются иные методы управления.

Во время вертикального набора высоты продольное управление осуществляется с помощью горизонтального рулевого винта с изменяемым шагом, расположенного за килем (фиг. 14), путевое управление — дифференциальным отклонением

концевых секций закрылков, обдуваемых струей от воздушных винтов, а поперечное управление — дифференциальным изменением шага крайних воздушных винтов.

На переходном режиме производится постепенный переход к управлению с помощью обычных поверхностей; для этого используется смеситель команд, работа которого программируется в зависимости от угла поворота крыла. В систему управления включен механизм автоматической стабилизации.

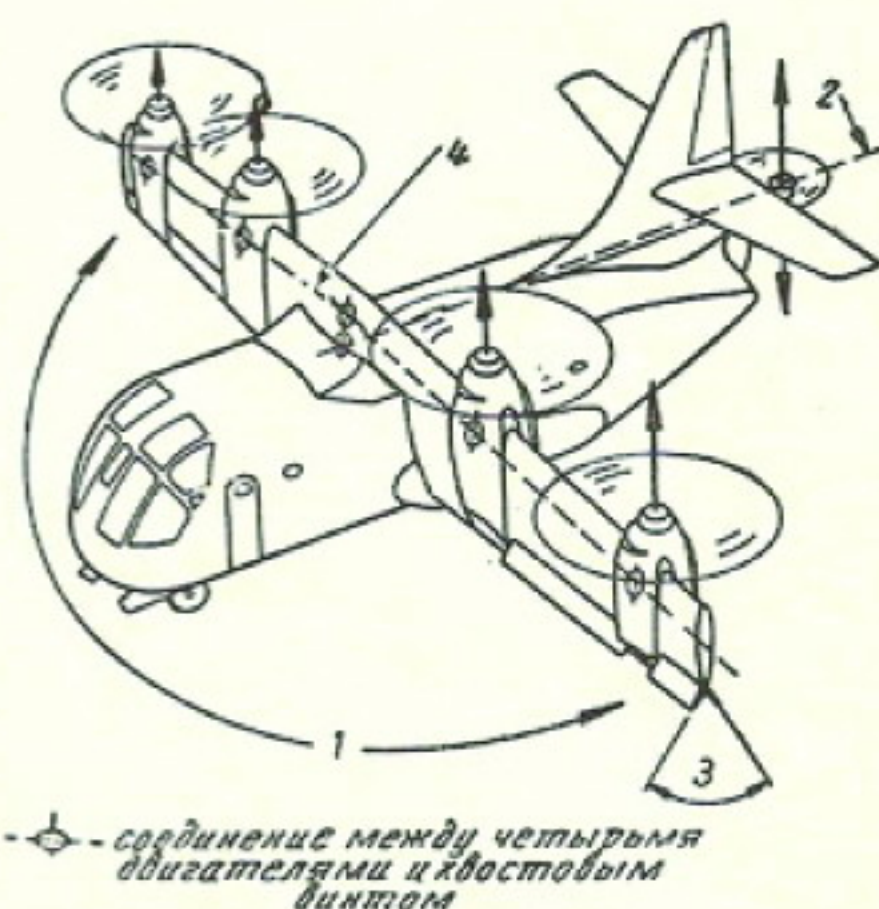
Взлетный вес самолета ХС-142А при вертикальном взлете 17 тс, что соответствует удельной нагрузке на площадь, ометаемую воздушными винтами, 240 кгс/м² и удельной нагрузке на крыло в начале крейсерского полета 340 кгс/м²; вес пустого самолета 10,4 тс.

Крейсерская скорость в полете с двумя работающими двигателями на уровне моря 460 км/час, а максимальная скорость 660 и 700 км/час у земли и на высоте 6000 м соответственно. Максимальная скороподъемность 2000 м/мин (33 м/сек).

При вертикальном взлете самолет поднимает груз 3600 кгс или 32 десантника со снаряжением; резерв топлива при боевом вылете на расстояние 370 км составляет 10% первоначального запаса топлива, с учетом 10 мин полета на режиме висения.

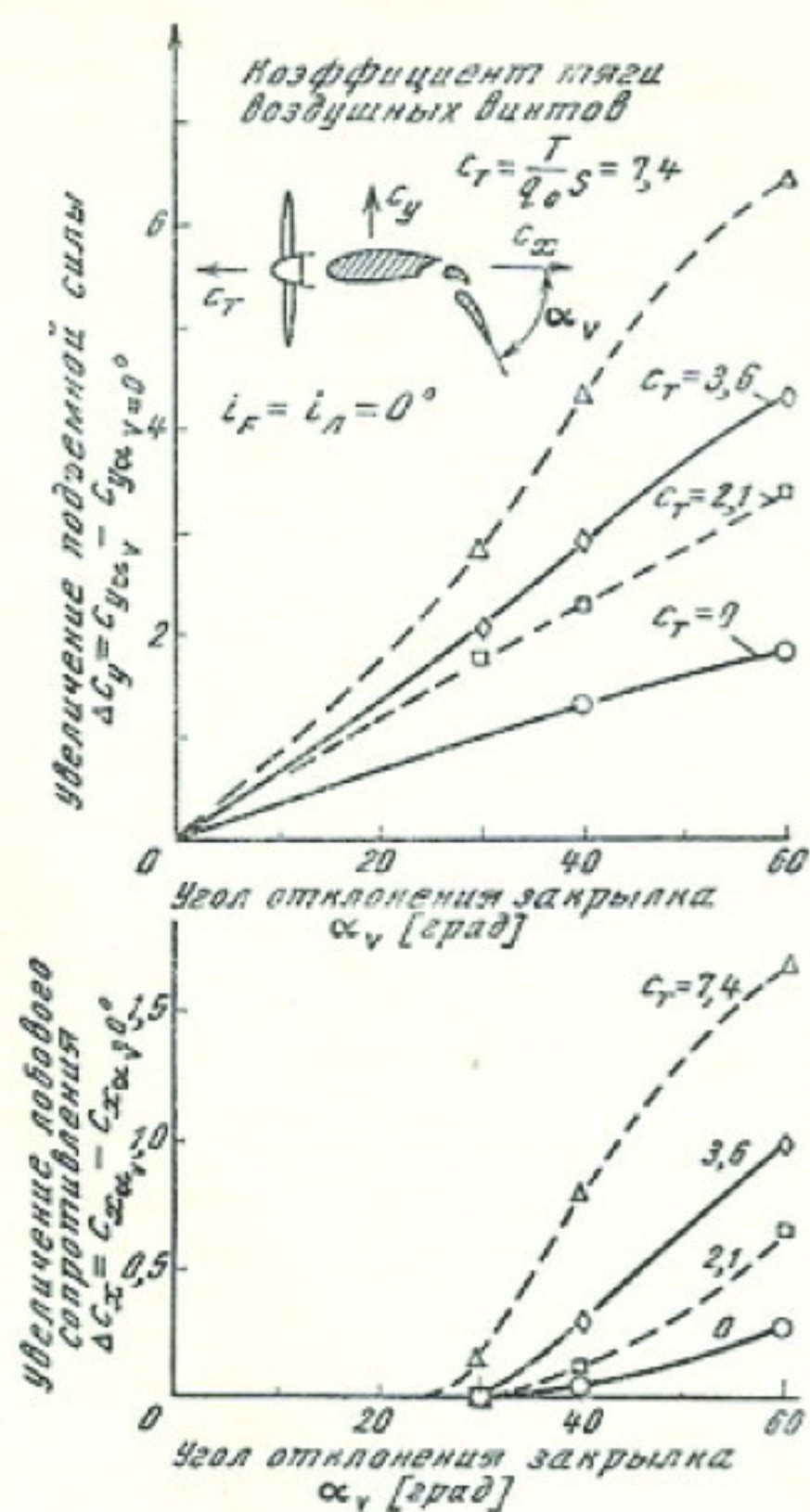
Можно значительно увеличить полезную нагрузку, если совершать взлет с небольшим разбегом. Расчеты показывают, что грузоподъемность может возрасти почти в два раза (взлетный вес 20,5 тс), если самолет будет взлетать с малой длиной разбега (взлетная дистанция 150 м при высоте препятствия 15 м); при этом крыло должно иметь угол установки 40°, а закрылки отклонены на 30°. Посадочная дистанция при высоте препятствия 15 м 60 м, при этом угол установки крыла 60°, угол отклонения закрылков 40°, а посадочная скорость порядка 30 км/час.

Во время перегоночного полета, когда взлет



1—поперечное управление с помощью дифференциальной тяги крайних воздушных винтов; 2—продольное управление путем изменения шага хвостового винта; 3—путевое управление посредством отклонения концевых закрылков; 4—вал, соединяющий четыре двигателя и хвостовой винт

Фиг. 14. Система управления самолетом ХС-142А во время вертикального взлета и в начале переходного режима



Фиг. 15. Влияние струи, отбрасываемой воздушными винтами, на эффективность закрылков (испытания модели самолета XC-142A в масштабе 0,6 в центре им. Эймса)

производится с коротким разбегом, самолет XC-142A может пролететь расстояние 4800 км, если перевозимая нагрузка заменена топливом.

Как у самолета Бреге 941, хорошие характеристики самолета XC-142A при взлете с коротким разбегом обеспечиваются благодаря отклонению струи, отбрасываемой четырьмя воздушными винтами, с помощью системы закрылков, расположенных по всему размаху. На фиг. 15 показано увеличение подъемной силы и лобового сопротивления в зависимости от угла отклонения двухщелевых закрылков (хорда которых равна 47% местной хорды крыла). Отклонение закрылками струи, отбрасываемой четырьмя винтами, позволяет значительно увеличить подъемную силу; увеличение лобового сопротивления при взлете с коротким разбегом, когда закрылки отклонены примерно на 30°, относительно невелико, но становится очень значительным при угле откло-

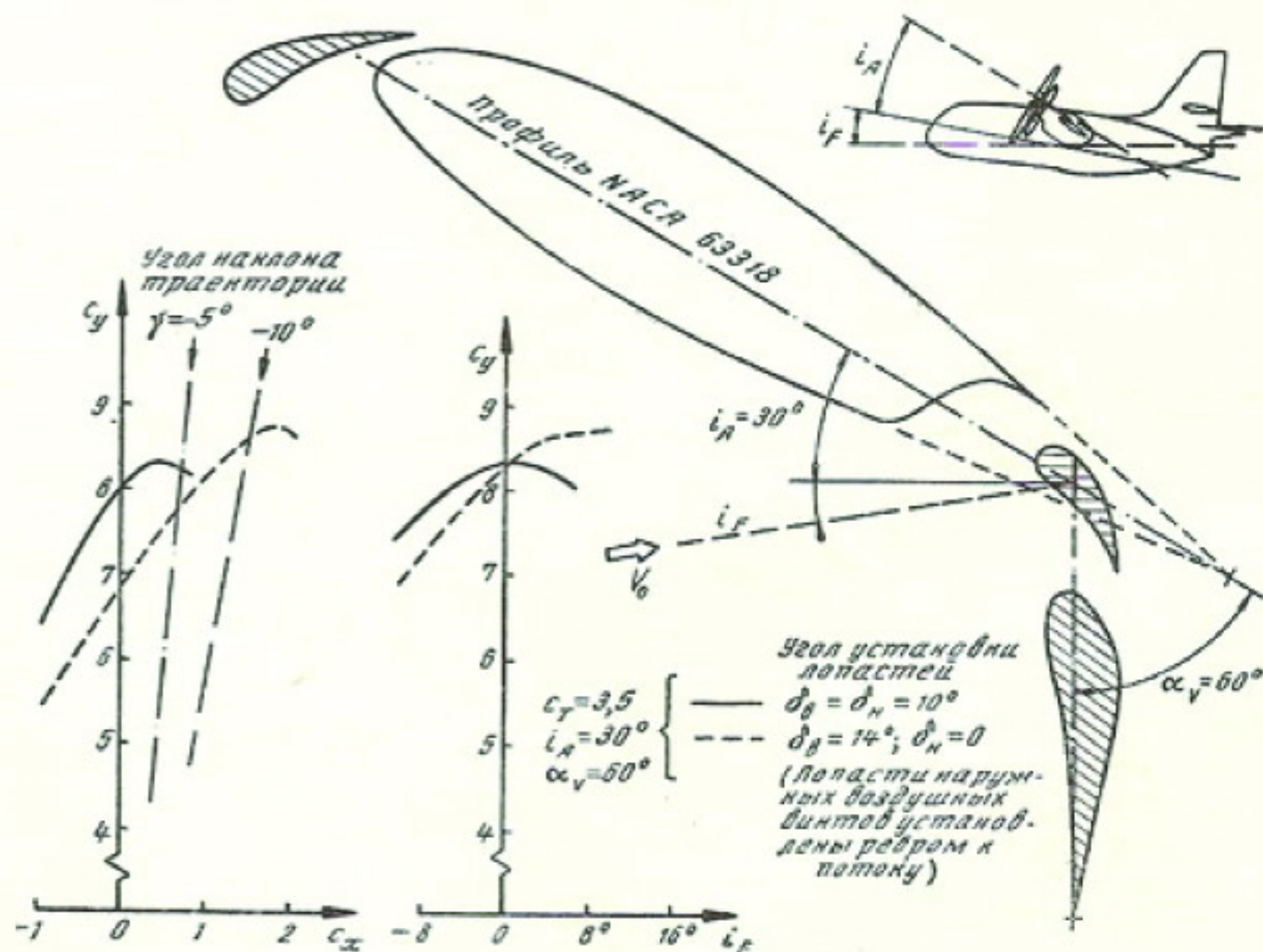
нения 60°, что облегчает заход на посадку с большим углом наклона траектории. В обоих случаях угол установки крыла 20°—30°.

Систематические испытания, проведенные NASA на экспериментальном летательном аппарате Вертол 76, показали, что максимальный угол наклона траектории при заходе на посадку ограничивается срывом потока на носке крыла.

Для того чтобы увеличить угол наклона траектории, который является важной характеристикой для самолета с малой длиной разбега или вертикально взлетающего, нужно одновременно увеличить подъемную силу закрылков, угол атаки, при котором начинается срыв потока и лобовое сопротивление. NASA были проведены многочисленные испытания модели, выполненной в масштабе 0,6, в аэродинамической трубе в центре им. Эймса; целью испытаний было отработать такой носок крыла, при котором задерживается наступление срыва. Кривые на фиг. 16 показывают, что, несмотря на наличие предкрылка, срыв наступает при почти нулевом угле атаки фюзеляжа, когда крыло установлено под углом 30° к фюзеляжу и закрылки отклонены; угол наклона траектории в этих условиях не превышает 2°—3°. Как утверждает фирма Бреге, можно значительно увеличить угол наклона траектории путем увеличения индуктивного лобового сопротивления за счет установки крайних воздушных винтов в особое положение (фиг. 16).

Одновременно в аэродинамической трубе центра им. Лэнгли изучались в свободном полете нестационарные характеристики динамически подобной модели, выполненной в масштабе 1/9. В свободном полете можно имитировать весь переходный режим от вертикального взлета (влияние земли) до крейсерского полета, постепенно увеличивая скорость потока в трубе.

Опытный самолет XC-142A совершил первый полет с разбегом при взлете в сентябре 1964 г., пер-



Фиг. 16. Исследование ограничения угла наклона траектории на модели самолета XC-142A

вый вертикальный взлет в декабре 1964 г. и переход из вертикального полета в горизонтальный в январе 1965 г.

Летные испытания проходили по заданной программе с меньшими задержками, чем можно было бы ожидать для такого сложного самолета. Управление самолетом на режиме висения и на переходных режимах облегчается благодаря наличию автоматических систем стабилизации и программирующего устройства.

На фиг. 17 приведены некоторые результаты летных испытаний. На фиг. 17, а показаны углы поворота крыла относительно вектора скорости и углы отклонения закрылков в зависимости от скорости во время перехода в горизонтальный полет. Результаты испытаний в аэродинамической трубе очень близки к полученным при летных испытаниях в критической области переходного режима (закрылки отклонены на 60° , крыло установлено под углом около 30°). Область переходных режимов полета представлена на фиг. 17, б в виде диаграммы вертикальная скорость — скорость полета. Эта область ограничивается при наборе высоты мощностью двигателей, а также продольной балансировкой; скороподъемность при скоростях более 75 км/час равна примерно 12 м/сек . При снижении эта область ограничивается срывом потока, которому предшествует сильный бафтинг; углы наклона траектории ($\sim 15^\circ$), достигнутые в полете — больше, чем достигавшиеся в аэродинамической трубе (фиг. 16), вероятно, вследствие влияния числа Re , благоприятно сказывающегося на максимальной подъемной силе.

Что касается летных характеристик у земли, то следует указать на аварию опытного самолета № 2 в марте 1965 г. во время захода на посадку в конфигурации, обеспечивающей значительное увеличение подъемной силы (крыло установлено под углом 45° , а закрылки отклонены на 60°) при очень малой скорости (40 км/час). На высоте около 7 м возникла поперечная неустойчивость, вероятно, вследствие концевой срыва потока из-за неблагоприятного влияния земли; сначала левое, а затем правое крыло ударились о землю, что привело к повреждению конструкции.

Вес пустого опытного самолета оказался на 4% больше расчетного, а тяга воздушного винта на режиме висения на 8% меньше, чем предполагалось; предполагали увеличить тягу путем увеличения хорды концов лопастей.

Если сравнить самолет ХС-142А при взлете с коротким разбегом с самолетом с малой длиной разбега, имеющим сходную конфигурацию (например, Бреге 941), то обнаруживается, с какими потерями связано обеспечение вертикального взлета: необходим механизм поворота крыла;

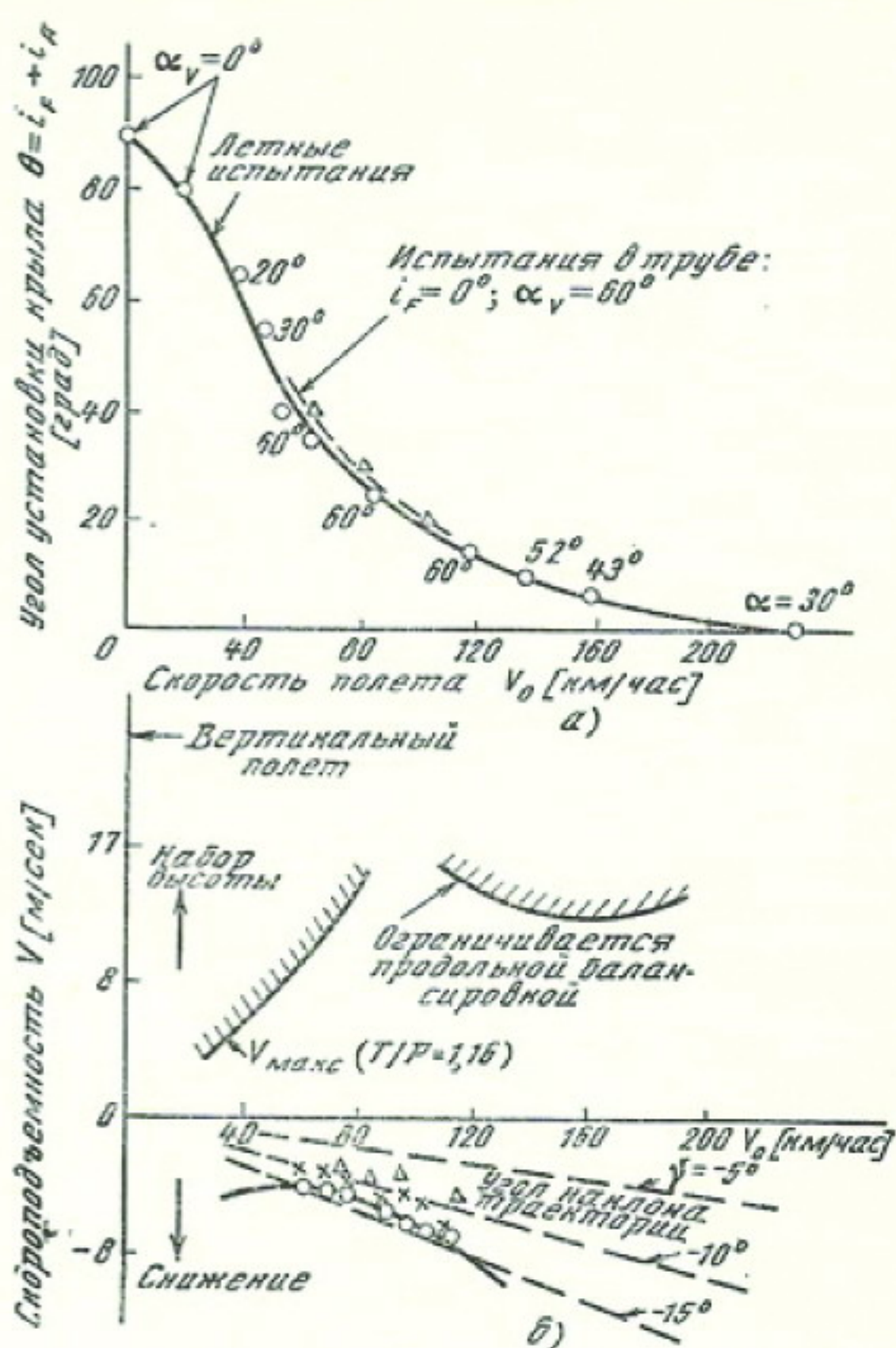
необходим хвостовой винт для продольного управления;

мощность двигателей примерно в два раза больше, чем требуется для крейсерского полета;

возрастет сложность систем стабилизации и управления.

При выполнении задания при взлете с коротким разбегом, какое выполняет самолет ХС-142А, самолет, подобный Бреге 941, может иметь на 25% меньший взлетный вес.

Во время вертикального набора высоты при



а — углы отклонения крыла и закрылков в зависимости от скорости;
 б — пределы скороподъемности и скорости снижения.
 Ограничения при снижении:
 Δ — испытания в трубе ($i_A = 40^\circ$, $\alpha_v = 60^\circ$)
 Летные испытания ($\alpha_v = 60^\circ$, i_A — переменный):
 \times — бафтинг; \circ — максимум

Фиг. 17. Сравнение результатов летных испытаний и испытаний в аэродинамической трубе самолета ХС-142А на переходном режиме

максимальной мощности двигателей и большой окружной скорости воздушных винтов интенсивность шума на уровне кабины 145 дБ , поэтому требуется хорошая звукоизоляция.

Отбрасывание струи от воздушных винтов на неподготовленную площадку во время вертикального взлета также создает проблемы. Нагрузка на ометаемую винтом площадь очень велика (примерно в 10 раз больше, чем у вертолета), а скорость струй от винтов на уровне земли порядка 180 км/час .

Белл Х-22А. Фирма Белл уже более 10 лет занимается разработкой вертикально взлетающих самолетов. Она разработала первый американский экспериментальный вертикально взлетающий самолет АТV, затем самолет Х-14 с поворотными двигателями, который до сих пор используется NASA. Фирма Белл разработала проект самолета D-188А; хотя этот самолет не был построен, на его основе был создан западногерманский проект самолета VJ.101. Наконец, в 1961 г. фирма Белл вместе с фирмой Локхид представила на конкурс проект военно-транспортного самолета (в итоге конкурса был выбран самолет ХС-142А).

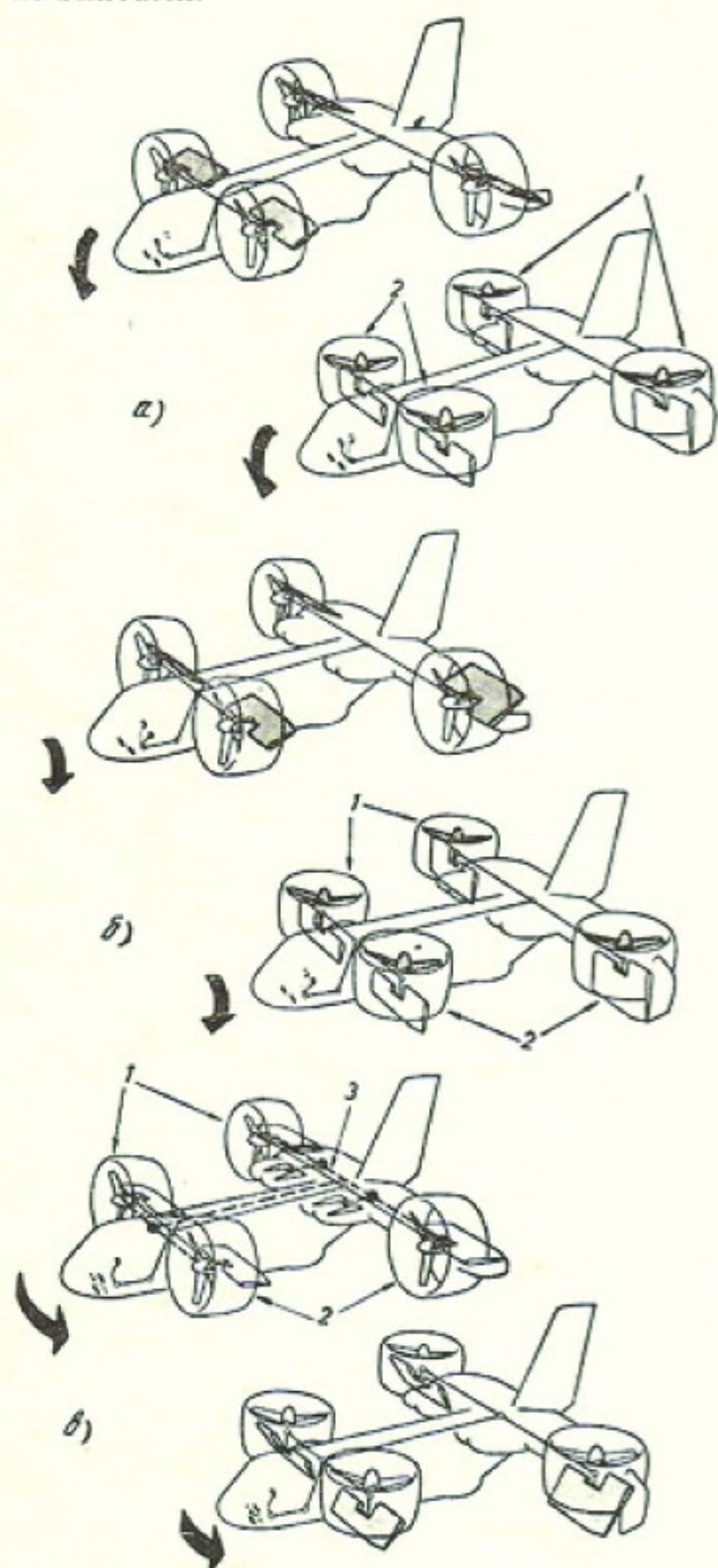
В 1962 г. флот США объявил конкурс на созда-

ние легкого экспериментального военно-транспортного самолета с воздушными винтами в кольцевых каналах. Был выбран проект фирмы Белл, с которой был заключен контракт на постройку двух опытных самолетов X-22A, первый из которых был закончен в мае 1965 г. Расходы (около 28 млн. долларов) распределяются между тремя видами вооруженных сил, но руководство осуществляет флот США.

Самолет X-22A был описан в «ТИ» № 21—22, 1967 г.

Самолет X-22A должен быть пригодным для использования с авианосцев. Это определяет его общие размеры 12×12 м. Самолет довольно тяжелый: вес пустого самолета 4,8 тс, вес с максимальной нагрузкой 8 тс.

В крейсерском полете подъемная сила создается несколько наклоненными воздушными винтами и задним крылом; на режиме висения она создается винтами.



а—продольное управление; б—поперечное управление; в—путевое управление
1—увеличение шага винта; 2—уменьшение шага винта; 3—передача мощности

Фиг. 18. Управление самолетом X-22A в крейсерском полете и при вертикальном взлете

Трехлопастные воздушные винты Гамильтон имеют диаметр 2,1 м ($n_{\text{макс}} = 2600 \text{ об/мин}$); лопасти винтов и каналы изготовлены из пластика, армированного стекловолокном. Максимальная нагрузка на ометаемую площадь очень большая (590 кгс/м^2).

Четыре ТВД Джeneral Электрик Т-58 мощностью по 1200 л. с. каждый, расположены на уровне заднего крыла и соединены с воздушными винтами сложной системой передачи. Двигатели вместе с воздушными винтами испытывались на стенде с целью получения ресурса 50 час, требуемого по контракту; затем они были опять установлены на опытном самолете № 2 и прошли испытание на ресурс 125 час (самолет при этом был на привязи с включением динамометров).

Регулирование высоты при вертикальном взлете осуществляется путем изменения либо шага лопастей при постоянном числе оборотов, либо скорости вращения винтов.

Управление по трем осям в крейсерском и вертикальном полете (фиг. 18) производится в основном путем дифференциального изменения шага воздушных винтов и отклонения закрылков, расположенных горизонтально в струях, отбрасываемых винтами, за каналами. Номинальная эффективность управления на режиме висения 3 рад/сек^2 по осям тангажа и крена и 1 рад/сек^2 по оси рыскания (последняя величина может быть, при необходимости, увеличена до 2 рад/сек^2).

Управление шагом воздушных винтов и закрылками осуществляется с помощью дублированной гидросистемы обычными педалями и ручкой. На переходном режиме, одновременно с поворотом воздушных винтов, автоматический смеситель команд преобразует команды летчика в «чистые» моменты тангажа, крена и рыскания.

На киле поверхностей управления нет.

Взлетный вес самолета с полезной нагрузкой около 600 кгс при вертикальном взлете 6,8 тс (отношение тяги к весу при четырех работающих двигателях 1,25, но самолет может взлетать и с тремя работающими двигателями).

Взлетный вес самолета при взлете с коротким разбегом (взлетная дистанция 180 м при высоте препятствия 15 м) 8 тс; при этом оптимальный угол установки осей воздушных винтов относительно оси фюзеляжа 30° — 35° .

Продолжительность полета 2 час на уровне моря. Скорость на уровне моря 465 км/час. Максимальная скорость более 600 км/час.

При летных испытаниях намечалось оценить летные качества самолета при эксплуатации как с авианосцев (для борьбы с подводными лодками), так и с неподготовленных площадок.

Другая важная цель программы состоит в том, чтобы использовать один из этих самолетов в качестве «летающей лаборатории» для изучения летных характеристик вертикально взлетающих самолетов и самолетов с малой длиной разбега. Фирма Белл заказала Корнелльской лаборатории систему для изменения характеристик устойчивости, которая позволит определить приемлемые критерии минимальной управляемости и оптимальные летные характеристики. Эта система будет установлена на месте левого летчика; летчик справа сможет, в слу-

чае опасности, использовать обычную систему управления.

Одновременно с постройкой опытных самолетов проводились испытания модели, выполненной в масштабе 1/5, свободно летающей модели в масштабе 1/6 (аэродинамическая труба центра им. Лэнгли) и натурного воздушного винта в канале (аэродинамическая труба центра им. Эймса); кроме того, фирма Белл применяла тренажер с шестью степенями свободы для обучения летчиков и оценки летных характеристик самолета.

В дальнейшем фирма Белл предлагает модификацию самолета X-22B в качестве спасательного самолета и самолета для поддержки наземных войск, в соответствии с программой ВВС США (SOR-210). Эта модификация будет иметь такую же силовую установку, фюзеляж больших размеров и несколько более мощные двигатели (T-58-5), благодаря чему будет иметь взлетный вес 12 тс и радиус действия 900 км.

Фирма Белл предполагает также создать гражданский вариант самолета с взлетным весом около 20 тс для междугородных перевозок.

Кертисс-Райт X-19. Фирма Кертисс-Райт выпускает самолеты, двигатели и воздушные винты. Разрабатывая вертикально взлетающий самолет, конструкторы фирмы Кертисс-Райт выбирали такую конфигурацию, в которой воздушные винты использовались бы как для создания тяги в крейсерском полете, так и для создания подъемной силы на режиме висения. Первым проектом такого типа был экспериментальный аппарат X-100, на котором была доказана возможность использования такой конфигурации.

Затем фирма разработала проект самолета X-200, рассчитанного на большие крейсерские скорости, с четырьмя поворотными воздушными винтами, установленными на двух крыльях малого размаха, расположенных тандем.

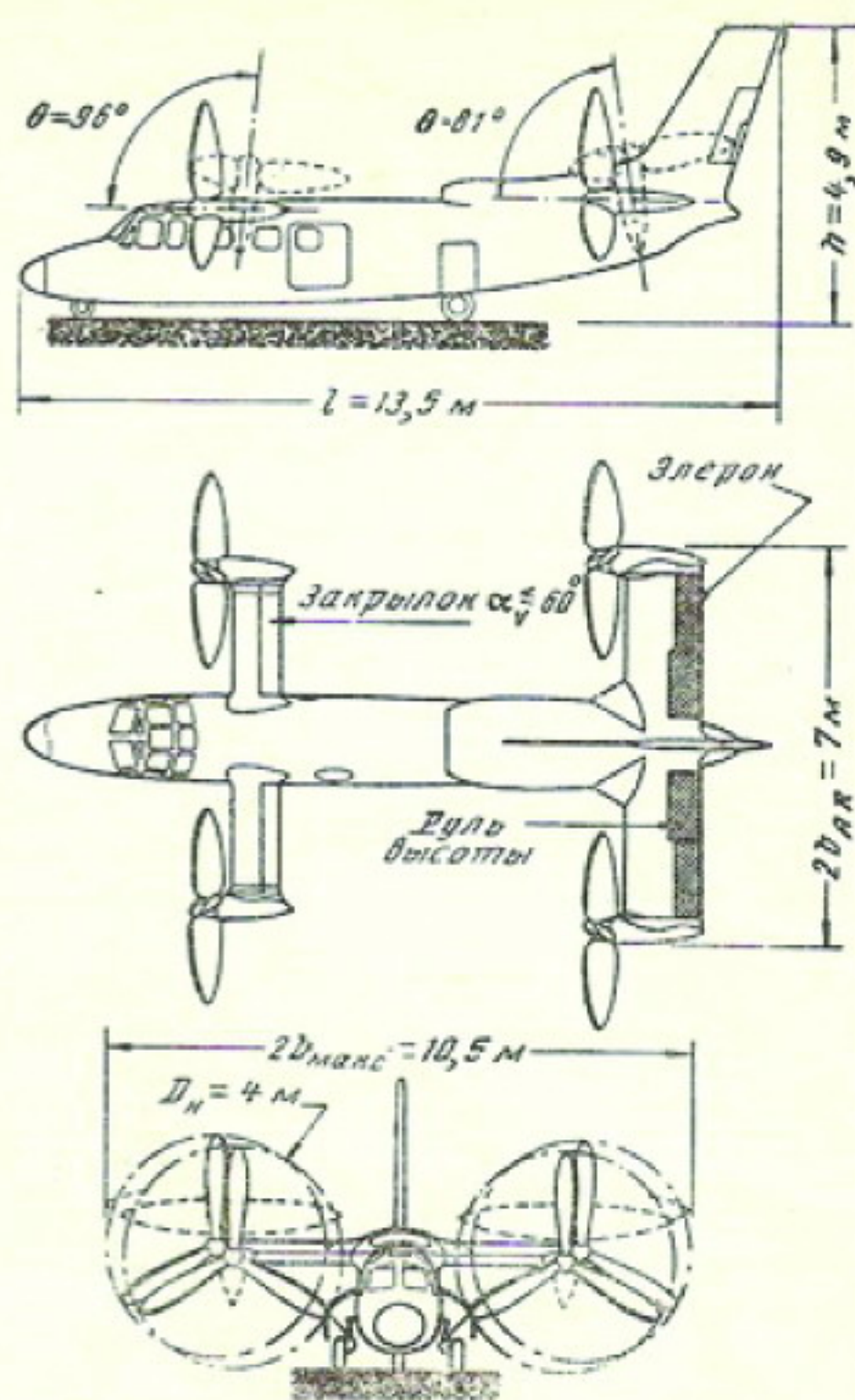
В 1962 г. ВВС и армия США заинтересовались этим проектом и заключили с фирмой Кертисс контракт стоимостью 12 млн. долларов на разработку и постройку двух самолетов X-19, являющихся дальнейшим развитием проекта X-200.

На фиг. 19 приведены схема и основные размеры самолета X-19. Он сходен по конфигурации с самолетом X-22A, однако воздушные винты не заключены в каналы; вес и характеристики, как у самолета X-22A. Два ТВД Лайкоминг T-55L7, мощностью по 2650 л. с., расположены в хвостовой части фюзеляжа и связаны с воздушными винтами передачей такого же типа, как на самолете X-22A.

При вертикальном взлете подъемная сила создается воздушными винтами, изготовленными из стеклопластика (диаметр винтов 4 м, скорость вращения 1200 об/мин); оси передних и задних винтов пересекаются (фиг. 19). Нагрузка на площадь, ометаемую воздушным винтом, 130 кгс/м².

В крейсерском полете подъемная сила создается крыльями и воздушными винтами. На фиг. 20 показано распределение подъемной силы между воздушными винтами и крыльями при увеличении скорости на переходном режиме; на крейсерском режиме 20% подъемной силы приходится на вертикальную составляющую тяги винтов.

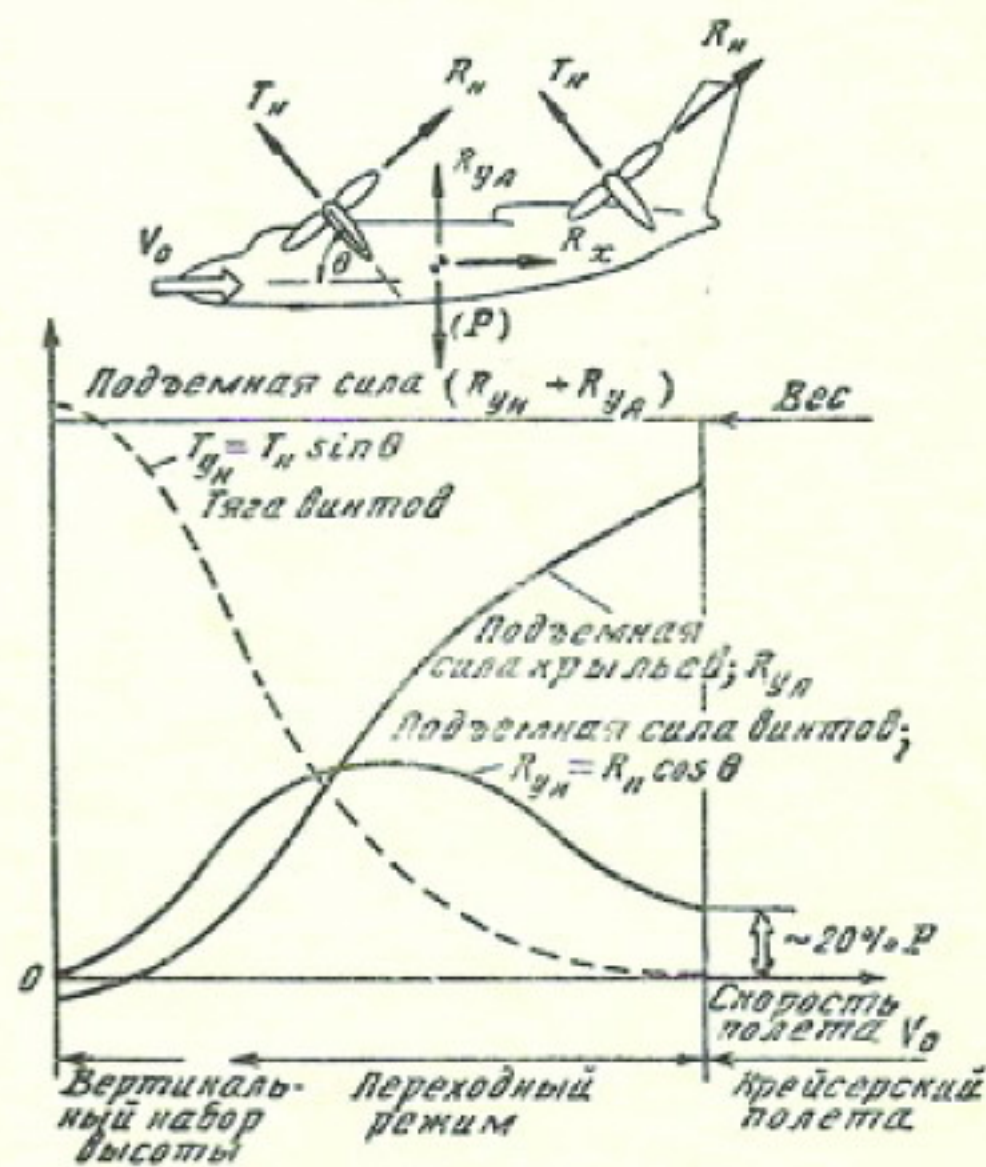
Во время крейсерского полета управление по трем осям обеспечивается рулями высоты и элеро-



Фиг. 19. Схема и размеры самолета X-19

нами на заднем крыле и рулем направления на киле.

Управление на режиме висения осуществляется путем дифференциального изменения шага воздушных винтов; для продольного управления устанавливают разную величину шага передних и задних



Фиг. 20. Подъемная сила самолета X-19, создаваемая воздушными винтами и крыльями на переходном режиме

винтов, для поперечного управления — правых и левых винтов, а для путевого управления изменяют величину шага диагонально расположенных винтов (небольшая непараллельность осей передних и задних винтов увеличивает момент рыскания).

Рекомендации AGARD (консультативная группа НАТО по вопросам исследования и развития авиации) относительно управляемости вертикально взлетающих самолетов на режиме висения удовлетворяются на 100% в отношении продольного и поперечного управления, но только на 75% в отношении путевого управления.

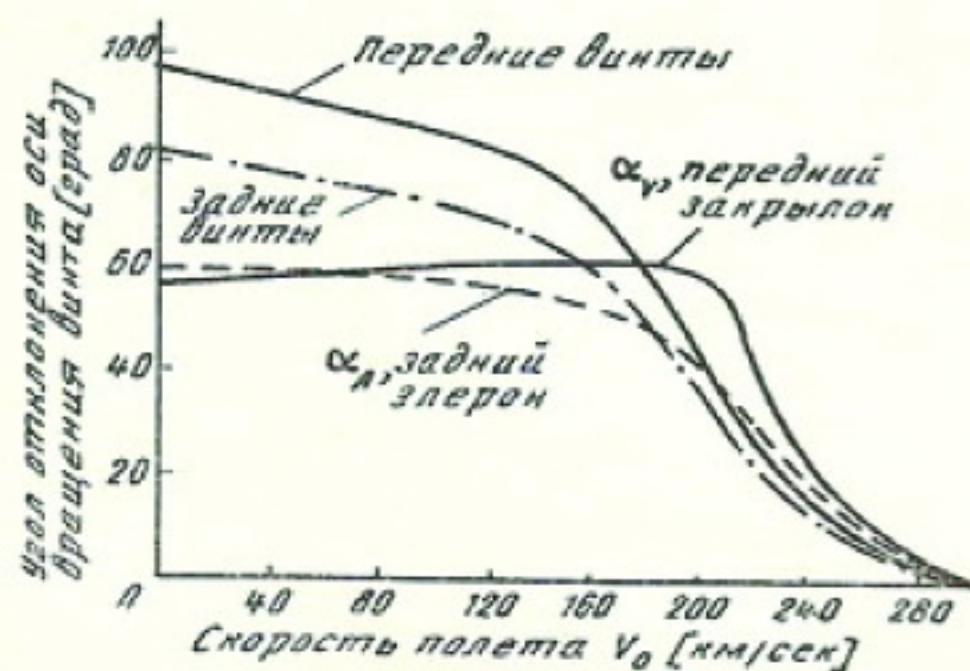
На фиг. 21 показаны углы поворота оси вращения винтов в зависимости от скорости полета. Чтобы уменьшить отрицательную подъемную силу крыльев на режиме висения и увеличить их подъемную силу на переходном режиме, закрылки на переднем крыле и элероны на заднем крыле при скоростях вплоть до 185 км/час отклоняются на большие углы. В конце переходного режима скорость 280 км/час, и в это время крылья несут около 80% веса самолета. Площадь поверхности заднего крыла примерно вдвое больше площади поверхности переднего крыла, что обеспечивает хорошую продольную устойчивость, хотя ц.т. находится на равном расстоянии от осей передних и задних воздушных винтов.

Взлетный вес самолета при вертикальном взлете 6,2 тс; радиус действия при полезной нагрузке 900 кгс 790 км; максимальный взлетный вес при взлете с коротким разбегом 6,7 тс; перегоночная дальность при взлете с коротким разбегом 3200 км.

Крейсерская скорость у земли 550 км/час. Максимальная скорость на высоте 7000 м 740 км/час.

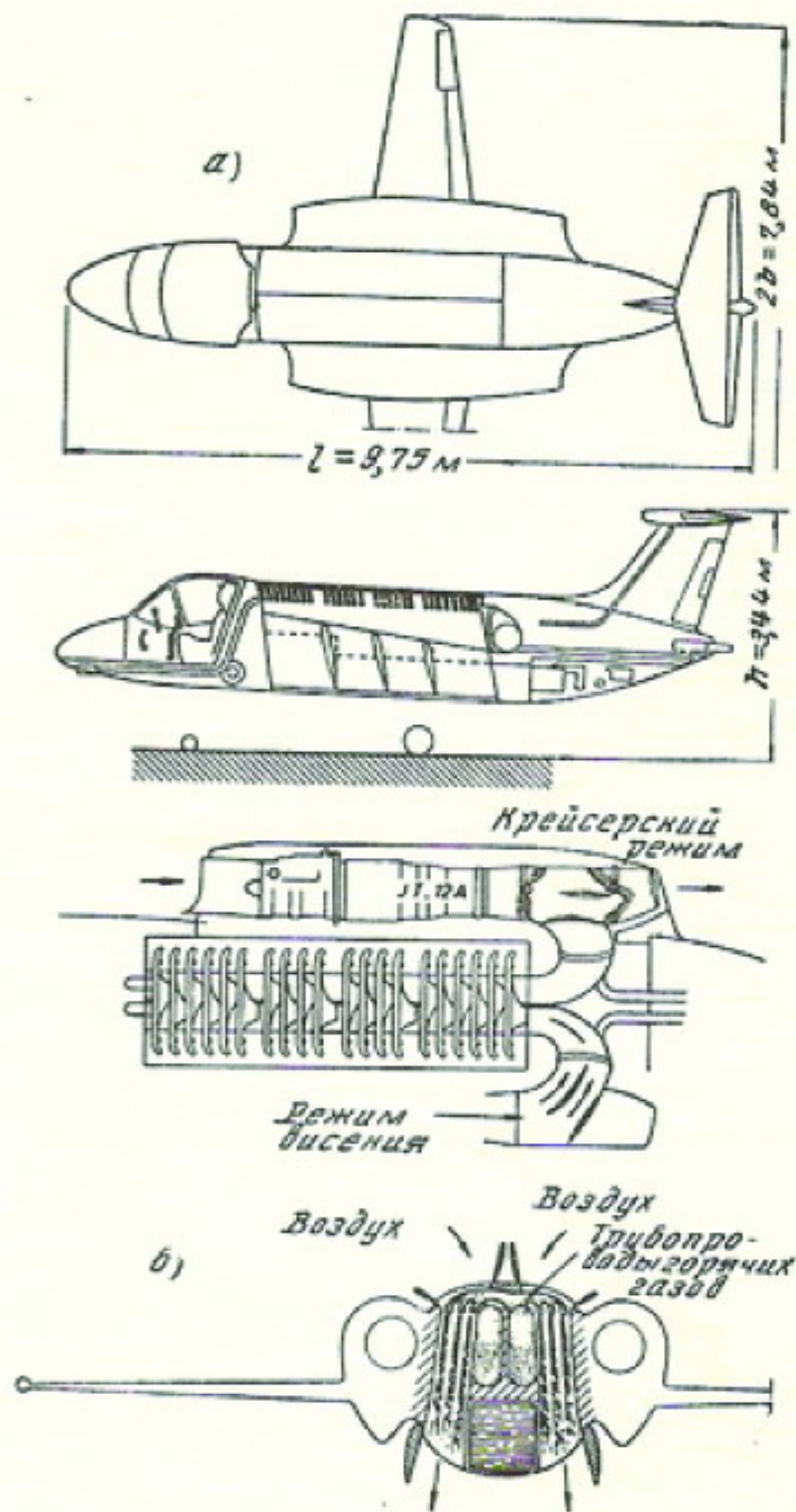
Летные испытания самолета начались в 1963 г. Однако в ходе испытаний были большие задержки: несколько месяцев самолет ремонтировали после аварии, затем вносились многочисленные изменения — было установлено убирающееся шасси, осуществлялась координация управления на режиме висения, улучшена надежность системы трансмиссии и т. д. К началу 1966 г. была завершена первая часть программы летных испытаний — самолет налетал 1 час 37 мин на режиме висения и было выполнено 57 вертикальных взлетов.

В августе 1965 г. первый опытный самолет разбился при заходе на посадку после вертикального полета, оба летчика катапультировались. Очевидно, авария была вызвана неисправностью силовой установки. Работы по самолету прекращены.



Фиг. 21. Углы отклонения осей вращения воздушных винтов и отклонения закрылков и элеронов во время переходного режима самолета X-19

Локхид XV-4A «Хаммингберд». Самолет XV-4A представляет собой вертикально взлетающий самолет второго поколения, разработанный в соответствии с программой армии США: программа предусматривала создание истребителей-бомбардировщиков и разведывательных самолетов с большой дозвуковой скоростью (800 км/час). Особенностью этой конфигурации является использование ТРД для создания подъемной силы и увеличение их тяги с помощью эжектора.



а — схема и размеры; б — система отвода газов от двигателей
Фиг. 22. Самолет Локхид XV-4A

Первый контракт на разработку и постройку двух опытных самолетов стоимостью 2,3 млн. долларов был заключен с фирмой Локхид в 1961 г. В дальнейшем стоимость программы возросла до 9 млн. долларов; половину этой суммы предоставляет армия США, а половину — фирма Локхид.

На фиг. 22 приведены схема и основные размеры самолета «Хаммингберд». Отличительной особенностью самолета является использование эжекторного устройства, которое занимает всю центральную часть фюзеляжа и создает тягу для вертикального взлета. Это устройство работает в сочетании с коллекторами, к которым подается поток газов, отводимых от двух ТРДД Pratt-Уитни JT12A3 (с тягой по 1500 кгс). Такая установ-

ка в принципе должна увеличивать тягу примерно в 1,4 раза, но опыт показал, что увеличение меньше 1,3.

В крейсерском полете выхлопная струя двигателей направлена назад, а подъемная сила создается тонким трапецевидным крылом, удельная нагрузка на которое равна 340 кгс/м^2 . Взлетный вес самолета $3,26 \text{ тс}$, т. е. очень немного меньше вертикальной тяги, что ограничивает разгон при вертикальном наборе высоты.

В крейсерском полете управление по трем осям осуществляется с помощью обычных поверхностей, а на режиме висения для поперечного управления используются сопла на концах крыла, для продольного управления — сопла в носовой и хвостовой частях самолета, а для путевого управления — газовые рули в хвостовой части фюзеляжа.

Первый полет самолета был совершен в 1962 г., а первый переход из вертикального полета в горизонтальный — в 1963 г. Для доводки проекта потребовалось 50 час летных испытаний, которые завершились к концу 1963 г. Затем оба опытных самолета были переданы армии США для оценочных испытаний (100 час).

Во время оценочных испытаний один из опытных самолетов разбился во время перехода с крейсерского режима на режим висения, когда возникли сильные колебания. После этого другой самолет был передан NASA для испытаний в аэродинамической трубе, а затем был возвращен фирме.

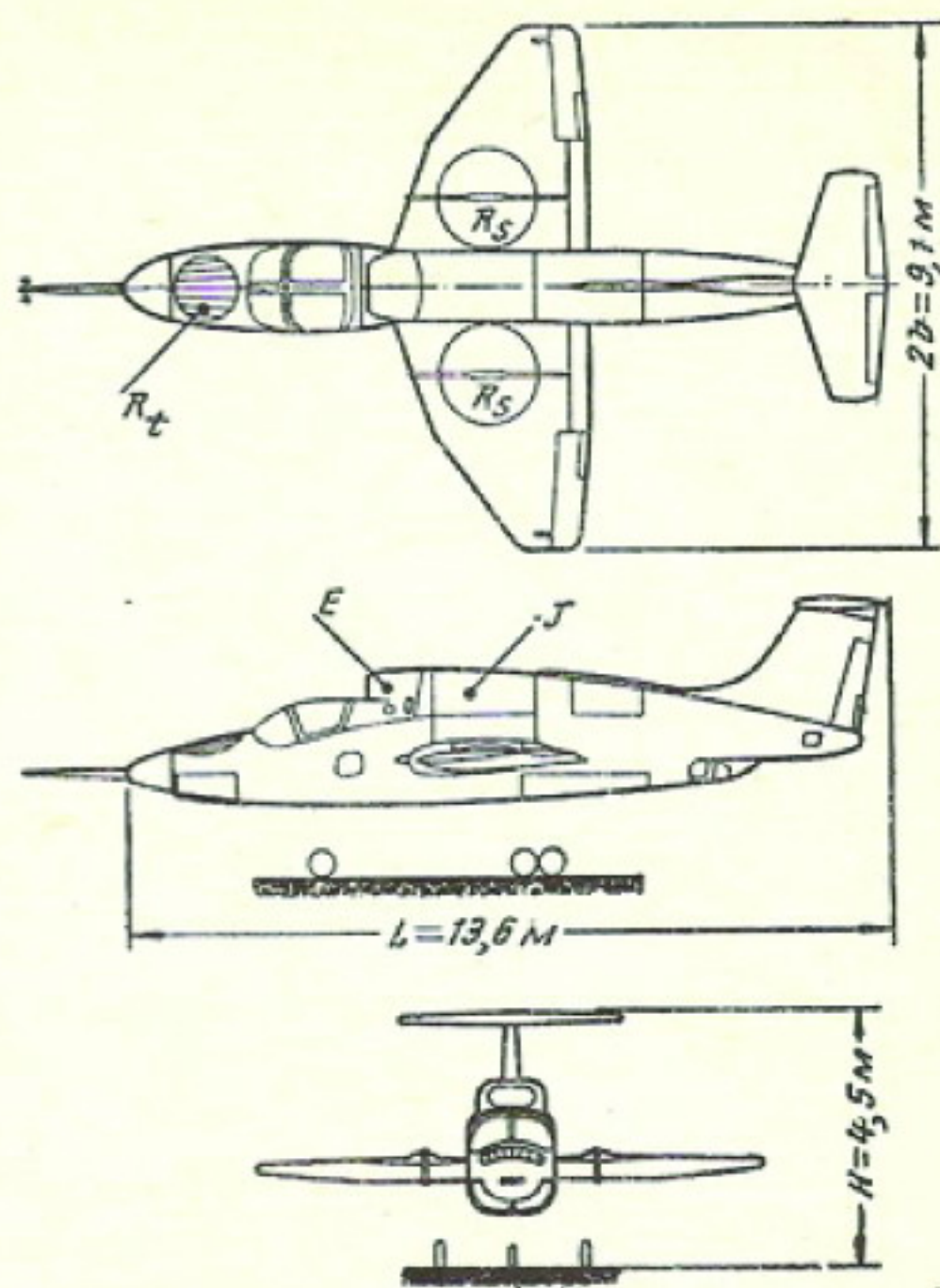
Результаты испытаний этого самолета показали, что увеличение тяги с помощью эжекторной системы меньше, чем ожидалось. Система занимает большой объем, что затрудняет компоновку фюзеляжа, между тем как мидель фюзеляжа нужно уменьшить, чтобы достигнуть большой скорости.

Очевидно, от этой концепции отказались. Фирма Локхид предлагает переделать оставшийся опытный самолет в «летающий стенд» для испытаний подъемных двигателей.

Райан/Дженерал Электрик XV-5A. Исследования, проводившиеся совместно фирмой Дженерал Электрик и фирмой Райан, привели к выводу о том, что для создания подъемной силы при взлете можно использовать вентиляторы, расположенные в крыле.

В 1958 г. фирма Дженерал Электрик начала по контракту с армией США изготовление системы создания тяги и подъемной силы; стендовые испытания доказали принципиальную возможность привода вентилятора турбиной, питаемой газами, отводимыми от двигателя. Эта система, которую устанавливали в фюзеляже и затем в крыле, испытывалась с 1959 г. в аэродинамической трубе в центре им. Эймса.

Поскольку первые испытания были успешными, армия США предложила использовать такую силовую установку для дозвукового вертикально взлетающего самолета для поддержки наземных войск. Контракт, заключенный в 1961 г. с фирмой Дженерал Электрик, ответственной за проект, предусматривал постройку двух самолетов (субподрядчиком по изготовлению планеров является фирма Райан), испытания в аэродинамических трубах и летные испытания. Ассигнования на программу достигли 17 млн. долларов.



E —воздухозаборник; J —двигатели; R_5 —вентиляторы; R_t —вентилятор управления по тангажу

Фиг. 23. Схема и размеры самолета Дженерал Электрик/Райан XV-5A

Схема этого двухместного самолета показана на фиг. 23. Форма крыла в плане и его относительная толщина были выбраны таким образом, чтобы в нем можно было установить два вентилятора и одновременно обеспечить хорошие крейсерские характеристики (скорость, соответствующая числу $M \approx 0,77$). Удлинение крыла 3,5, удельная нагрузка на крыло 170 кгс/м^2 , относительная толщина крыла 10—12% (в зонах расположения вентиляторов модифицированный профиль NASA 65-210). Общий воздухозаборник обоих двигателей находится над кабиной летчиков, а выхлопные трубы выходят под фюзеляжем. Управляемое горизонтальное оперение установлено на киле, для того чтобы уменьшить интерференцию со струями, отбрасываемыми вентиляторами, на переходном режиме.

Система создания подъемной силы состоит из двух ТРД GEJ-85-5 тягой по 1200 кгс , двух вентиляторов для создания подъемной силы и одного вентилятора в носовой части фюзеляжа для управления по тангажу. Два клапана отводят поток газов от двигателей к турбинам трех вентиляторов. Двигатели соединены друг с другом, так что система может работать от одного двигателя. При одном работающем двигателе уменьшение вертикальной тяги только 40%.

Вентиляторы имеют диаметр 1,6 м, что соответствует нагрузке на ометаемую площадь 1500 кгс/м^2 . Степень повышения давления в вентиляторе всего 1,11, что приводит к относительно небольшим скоростям струи (порядка 95 м/сек), поэтому проблемы эрозии и рециркуляции газов вблизи земли не очень серьезны. Коэффициент увеличения расхода по сравнению с расходом газов от двигателя при-

мерно 13, удельная тяга системы около 8, а удельный расход топлива примерно 0,4 кгс/кгс-час.

Коэффициент увеличения тяги (отношение тяги вентиляторов к тяге двигателей) теоретически равен трем, но в действительности отношение максимального взлетного веса к располагаемой тяге всего два вследствие потерь в распределительной системе и отвода 10% газов от двигателей к вентилятору для управления по тангажу. Этот вентилятор имеет диаметр всего 0,92 м. Создаваемая им тяга может быть направлена полностью вниз или частично вверх (20% тяги). Центровка самолета такова, что балансировка нормально обеспечивается при наличии вертикальной тяги, создающей подъемную силу.

В крейсерском полете для управления по трем осям используются обычные поверхности — управляемый стабилизатор, элероны и руль направления на киле.

На режиме висения и при вертикальном наборе высоты необходимые моменты создаются путем

отклонения струй, отбрасываемых тремя вентиляторами. На выходе вентиляторов, расположенных в крыле, установлены решетки профилей, позволяющие создавать моменты крена и рыскания, а подвижные створки под носовой частью фюзеляжа используются для создания продольных моментов, в зависимости от того, используется ли тяга этого вентилятора или нет для создания подъемной силы.

На переходных режимах полета автоматический смеситель команд позволяет летчику постепенно переходить с одного режима управления на другой при использовании обычных педалей и ручки. В систему управления может быть включено автоматическое стабилизирующее устройство. Наконец, для увеличения подъемной силы крыла на переходных режимах отклоняются щелевые закрылки, расположенные за подъемными вентиляторами, а элероны отклоняются на 15° .

При скоростях полета более 120 км/час стабилизатор может обеспечить достаточную продольную балансировку, а балансировочный вентилятор в целях уменьшения лобового сопротивления самолета отключается.

Регулирование высоты во время вертикального взлета обеспечивается путем изменения потерь давления на решетках лопаток, расположенных за подъемными вентиляторами, работающими на установленном режиме; для этого используется рукоятка, расположенная слева от летчика и сходная с рукояткой управления общим шагом на вертолете.

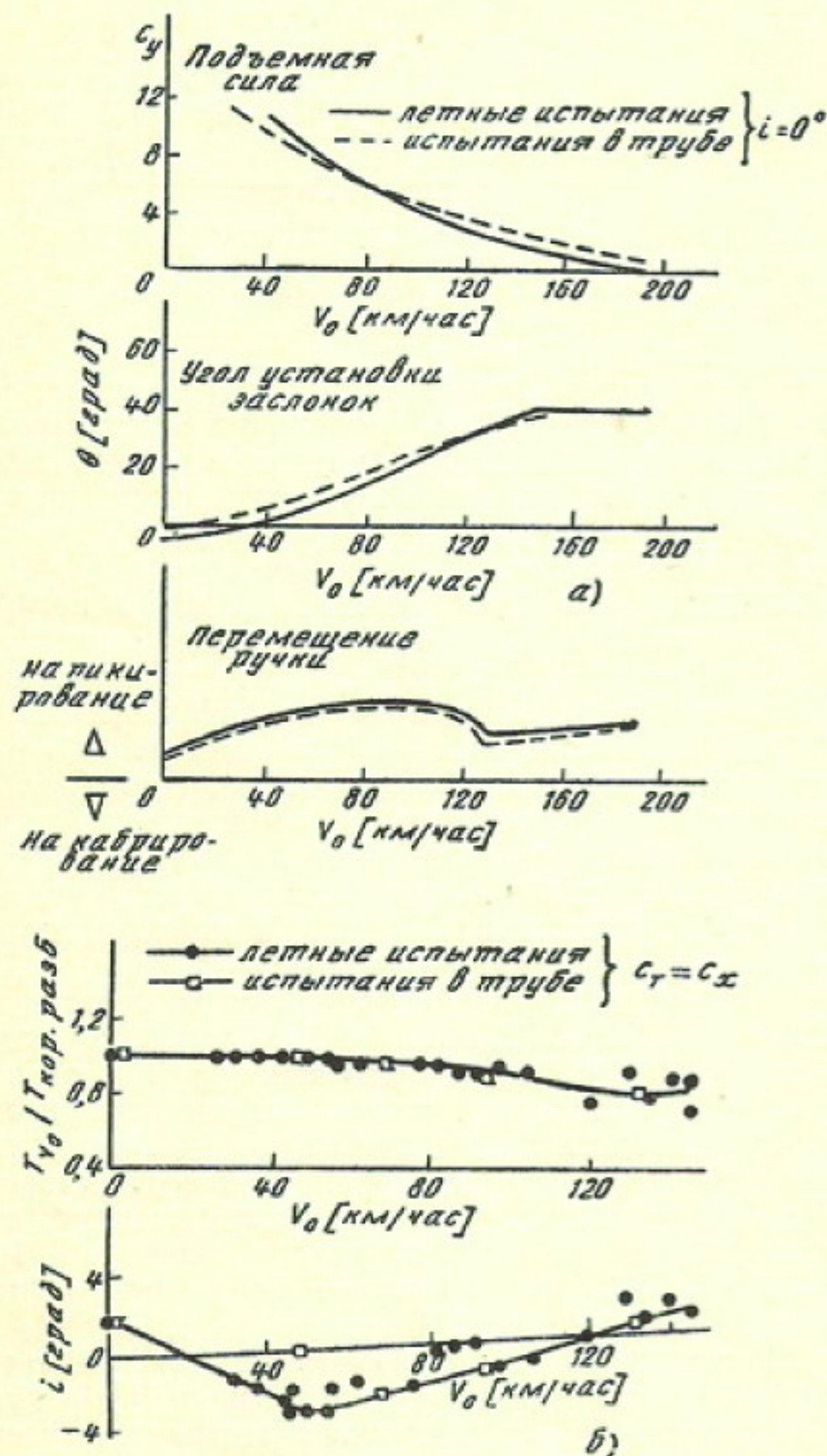
Вес пустого самолета 3,2 тс. При вертикальном взлете взлетный вес 4,15 тс (тяговооруженность 1,05); самолет может летать на режиме висения 5 мин и в крейсерском полете 45 мин с резервом топлива 10%.

Взлетный вес при коротком разбеге 5,58 тс, в том числе вес топлива 2,1 тс.

Взлетная дистанция при высоте препятствия 15 м 300 м, на высоте 10 000 м скорость соответствует числу $M=0,7$. При взлетном весе 6,15 тс взлетная дистанция при высоте препятствия 15 м 450 м. Перегоночная дальность 2000 км. Скорость в конце переходного режима 185 км/час. Максимальная скорость на уровне моря 880 км/час ($M=0,72$), на высоте 7500 м число $M=0,7$. Скороподъемность при вертикальном взлете 5 м/сек.

Первые летные испытания прошли по заданной программе. Первый полет опытного самолета № 2 при взлете с разбегом состоялся в мае 1964 г., первый полет на режиме висения — в июле 1964 г., а первый переход из вертикального полета в горизонтальный — в октябре 1964 г. Одновременно опытный самолет № 1 испытывался в течение 27 час в аэродинамической трубе центра им. Эймса. Поскольку были получены удовлетворительные результаты, фирма-изготовитель передала оба опытных самолета армии США в январе 1965 г.

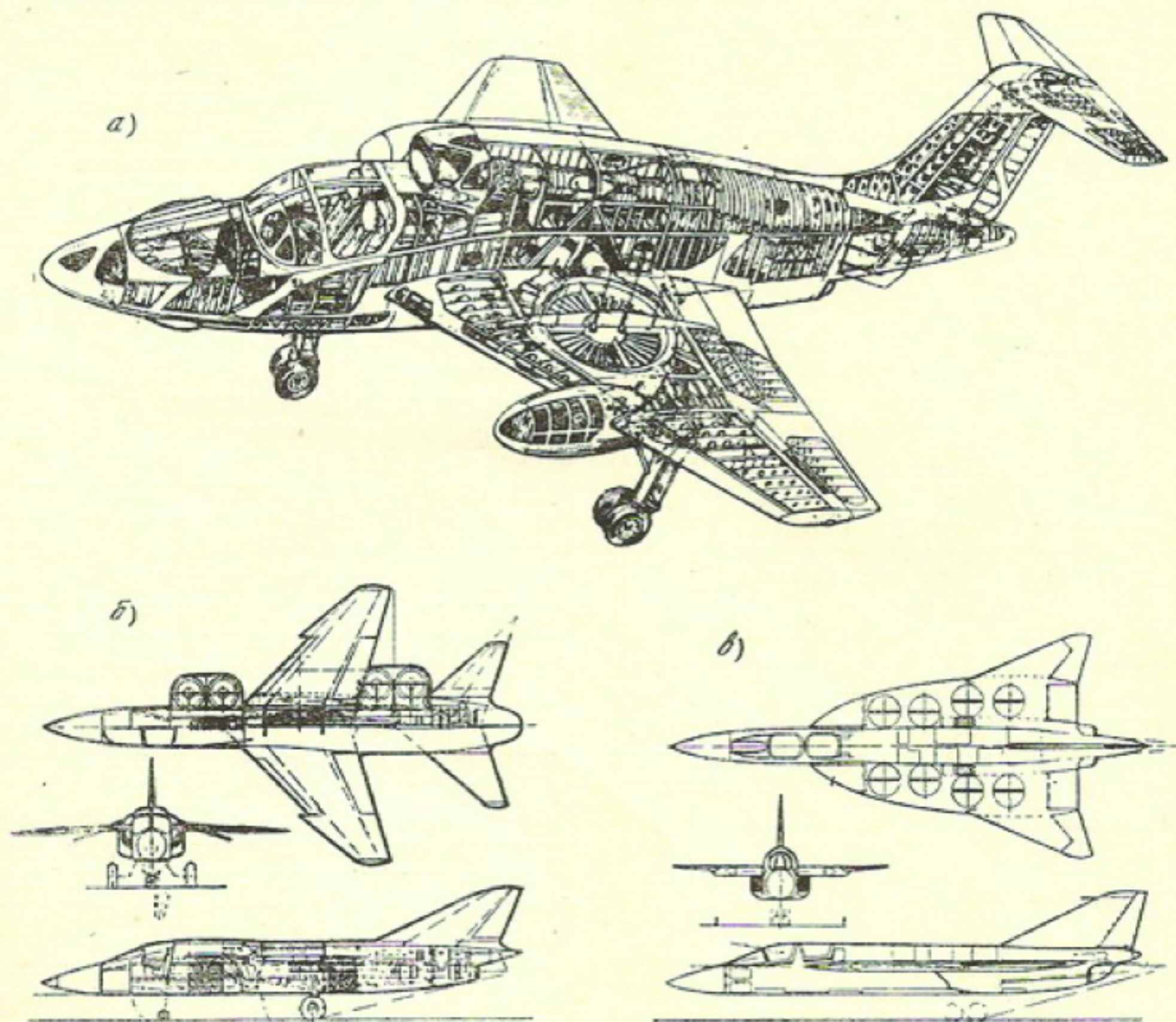
Во время демонстрации в полете на базе Эдвардс, в апреле 1965 г., один из опытных самолетов разбился, летчик погиб. Катастрофа, по-видимому, была вызвана неправильным маневром летчика, который в конце крейсерского полета слишком рано начал переход, заключающийся в том, что поток газов от двигателей направляется к вентиляторам и открываются створки вентиляторов на верхней поверхности крыла и регулируемые заслонки на ниж-



а—постоянный угол атаки; б—тяга уравновешивает лобовое сопротивление
Фиг. 24. Сравнение результатов летных испытаний и испытаний в аэродинамической трубе самолета XV-5A на переходном режиме

ней поверхности крыла. Однако в это время двигатели работали на режиме малого газа, и оказалось невозможным уравновесить с помощью носового вентилятора момент тангажа, возникший вследствие приведения в действие подъемных вентиляторов. Самолет врезался в землю раньше, чем летчик успел среагировать. Для нормального перехода из одного режима полета в другой необходимо

На фиг. 24, б дается сравнение в зависимости от скорости при изменяющихся углах атаки, соответствующих равновесию между тягой и лобовым сопротивлением. В начале разгона самолет имеет отрицательный угол атаки, для того чтобы увеличивалась горизонтальная составляющая тяги вентиляторов, а затем, когда достигается достаточная скорость, угол атаки становится положительным,



Фиг. 25. Проекты вертикально взлетающих самолетов фирмы Райан

уменьшить скорость до менее чем 200 км/час, выпустить шасси и закрылки, открыть заслонки на выходах двигателей, установить двигатели на режим 96% максимальной тяги и только после этого включать систему подачи газов от двигателей к вентиляторам.

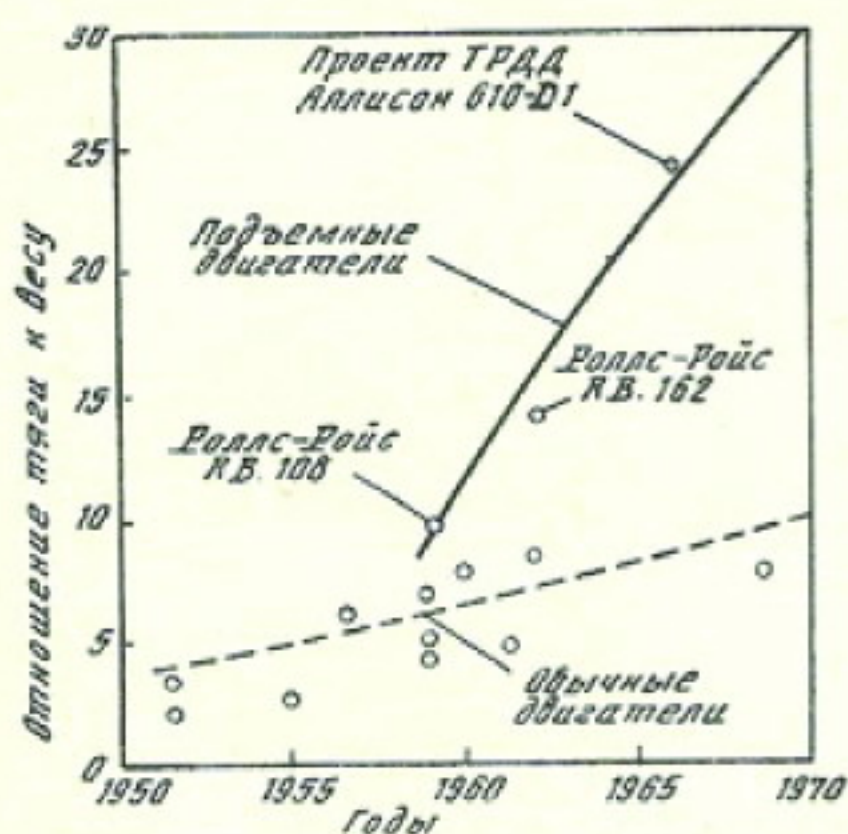
После этой катастрофы продолжались испытания второго самолета. К началу 1966 г. было налетано 250 час, была достигнута максимальная скорость 800 км/час. Этот самолет также разбился при испытаниях.

На фиг. 24 сравниваются результаты летных испытаний самолета и испытаний в аэродинамической трубе. На фиг. 24, а показано, как при нулевом угле атаки изменяются в зависимости от скорости полета коэффициент подъемной силы c_y , угол θ , на который отклоняются назад решетки лопаток на выходе вентиляторов, что создает составляющую тяги (оптимальный угол отклонения 40°), и величина отклонения ручки управления (значительно меньше максимального отклонения).

для того чтобы крыло создавало значительную подъемную силу. На фиг. 24, б показано также отношение тяги, необходимой на переходном режиме, к тяге, соответствующей полету на режиме висения. Уменьшение этого отношения с увеличением скорости доказывает, что при возрастающей скорости не происходит неблагоприятного «эффекта душа» (возникновение отрицательной подъемной силы вследствие пониженного давления, создаваемого реактивной струей на нижней поверхности крыла).

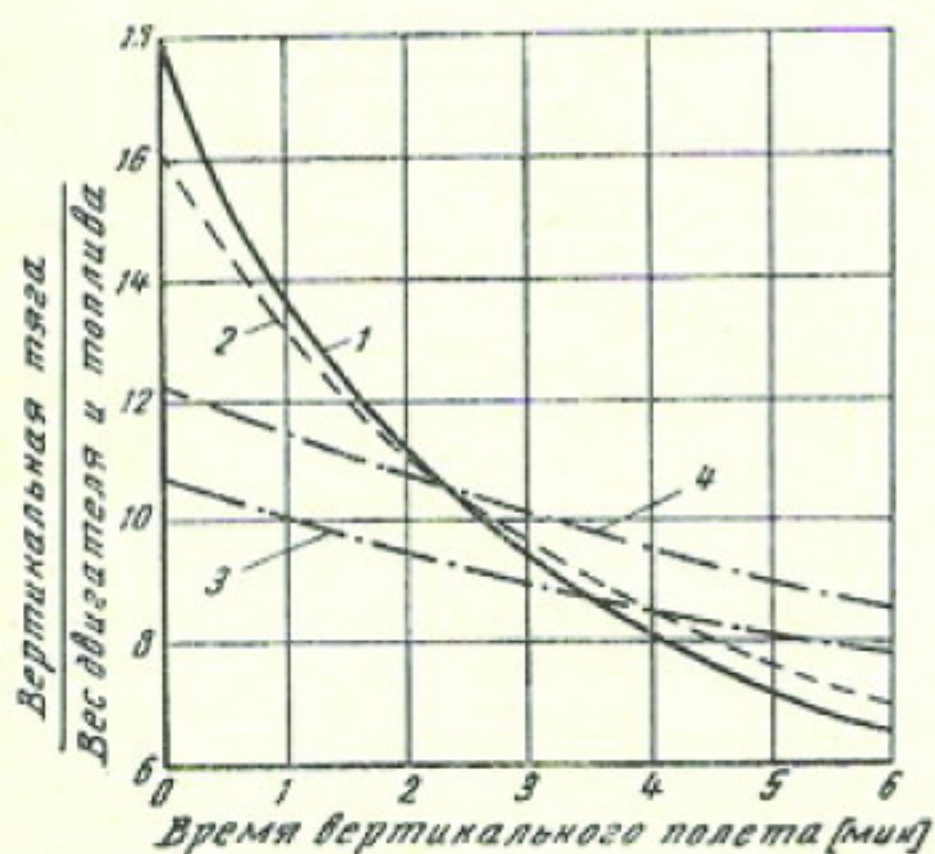
Фирмы Джeneral Электрик и Райан предложили армии США построить несколько самолетов XV-5AOE — улучшенную модификацию опытного самолета для продолжения оценочных испытаний (фиг. 25, а). Несколько изменены компоновка фюзеляжа и форма крыла в плане, а также основные стойки шасси, убирающиеся в обтекатели. Предусматривается использование ТРД J85-13, создающих на 10% большую тягу, и вентиляторов с более высоким к.п.д. турбины (тяга возрастает на 17%).

Поток газов от вентилятора для управления по тангажу не отклоняется с помощью створок, а изменяется расход горячих газов. Управление по крену производится дифференциальным регулированием расхода газов с помощью управляемых распределителей, установленных перед турбинами вентиляторов. Управление высотой полета осуществляется симметричным регулированием. Благодаря этим



Фиг. 26. Ожидаемое увеличение удельной тяги подъемных и маршевых двигателей к 1970 г.

изменениям самолет XV-5A сможет совершать вертикальный взлет, имея вес на 22% больше веса опытного самолета. Армия США заключила с фирмой Дженерал Электрик контракт на изготовление этой новой системы создания подъемной силы.



1 — ТРД, $c_s = 1$ кгс/кгс/час ($T/P = 15:25$; $V_j = 670$ м/сек);
2 — ТРД, $c_s = 0,78$ кгс/кгс/час ($T/P = 15:20$; $V_j = 460$ м/сек);
3 — вентилятор, $T/P = 8$, $c_s = 0,37$ кгс/кгс/час ($V_j = 150$ м/сек);
4 — вентилятор, $T/P = 12$, $c_s = 0,37$ кгс/кгс/час

Фиг. 27. Сравнение трех типов силовых установок для вертикально взлетающих самолетов в зависимости от продолжительности полета на режиме висения (уровень 1968 г.)

В дальнейшем фирма Дженерал Электрик предлагает еще более улучшить характеристики установки путем использования более мощного и легкого двигателя GE1, который позволит получить отношение тяги к весу силовой установки около 20 (у описанной установки оно равно восьми).

Со своей стороны, фирма Райан предлагает проект самолета со стреловидным крылом, достигающего максимальной скорости, соответствующей числу $M = 1,6$, на котором будет установлено восемь плоских вентиляторов, сгруппированных по два; в крейсерском полете вентиляторы будут повернуты и будут создавать маршевую тягу (фиг. 25, б). Предлагается также проект самолета с восемью роторами, установленными в крыле треугольной формы с очень тонким профилем (относительная толщина 3,25%), который сможет достигать на большой высоте скорости, соответствующей числу $M = 2$, или скорости, соответствующей числу $M = 1,25$, при атаке наземных целей (фиг. 25, в).

За последние 15 лет в США было истрачено 300 млн. долларов на разработку вертикально взлетающих самолетов, однако еще не найдена оптимальная конфигурация, которая позволила бы перейти к серийному производству таких самолетов.

Вопросами разработки вертикально взлетающих самолетов в США занималась специальная комиссия конгресса, созданная в 1964 г. Комиссия пришла к выводу, что технический уровень проектирования планеров и силовых установок позволяет создать вертикально взлетающие самолеты или самолеты с малой длиной разбега, удовлетворяющие ТТТ. Однако еще нет возможности испытать различные конфигурации в реальных условиях эксплуатации (за исключением самолетов ХС-142А и Хоукер Р.1127). По-видимому, вертикально взлетающий военно-транспортный самолет отвечает требованиям трех видов вооруженных сил, но подобного боевого самолета еще нет.

Подкомиссия рекомендовала:

разработать программу постройки и испытаний некоторого количества вертикально взлетающих самолетов, чтобы установить, целесообразно ли использовать их для тактической поддержки наземных войск;

если такие самолеты имеют военную ценность, то ускорить разработку двигателей для них, в особенности комбинированных (подъемно-маршевых) и подъемных двигателей;

не допускать конкуренции между вертолетами и вертикально взлетающими самолетами, для чего четко определить их области применения.

В последние годы основные усилия были направлены на разработку новых двигателей для вертикально взлетающих самолетов, однако одновременно проводились исследования новых военно-транспортных самолетов и истребителей-бомбардировщиков.

ВВС США осуществляют программу разработки подъемных и подъемно-маршевых двигателей. Что касается чисто подъемных двигателей, то достижения в области металлургии (использование титана, бериллия, армированных волокном металлических материалов) и в области аэродинамики (получение степени сжатия 1,8 на ступень в околозвуковом компрессоре, охлаждение лопаток турбин, позволяющее повысить температуру газов до 1400°C и т. д.) позволяют рассчитывать на резкое увеличение отношения тяги к весу. На фиг. 26 показано ожидаемое увеличение удельной тяги в ближайшие годы, по расчетам фирмы Аллисон, которая разрабатывает ТРДД А610-D1, имеющий отно-

шение тяги к весу 22 при удельном расходе топлива 0,64 кгс/кгс-час и тяге около 4600 кгс. Предполагается, что к 1972 г. будут достигнуты величины удельной тяги около 30, а к 1980 г. — около 40. Такие подъемные двигатели смогут совершить переворот в проектировании боевых самолетов. ВВС США заключили контракты с фирмами Дженерал Электрик и Континентал на постройку и испытания первого поколения подъемных двигателей. ВВС США заключили также контракты на разработку комбинированных подъемно-маршевых двигателей с фирмами Пратт-Уитни (проект STF-200 с регулируемым вектором тяги и отношением тяги к весу 17), Кертисс-Райт и Дженерал Электрик; последние две фирмы исследуют подъемные вентиляторы.

Выбор двигателя для вертикально взлетающего самолета зависит как от крейсерской скорости, так и от продолжительности вертикального полета. На фиг. 27 сравниваются три системы, изучаемые фирмой Дженерал Электрик: подъемные ТРД и ТРДД и вентиляторы; видно, что выбор зависит в значительной степени от продолжительности полета на режиме висения, когда критериями служат отношение вертикальной тяги к общему весу двигателя и расход топлива. Намечалась разработка военно-

транспортного самолета СХ-6, способного перевозить нагрузку 10 тс на расстояние около 900 км. Предполагалось, по-видимому, использовать вентиляторы, установленные в крыле или вдоль бортов фюзеляжа.

Совместно с ФРГ разрабатывался сверхзвуковой вертикально взлетающий истребитель-перехватчик.

Вертикально взлетающие самолеты с несущими винтами вертолета исследуются фирмами Локхид, Белл и Хьюз.

NASA (центр им. Эймса) проводит исследования с целью выбора конфигурации гражданского транспортного самолета (60 пассажиров), имеющего радиус действия 800 км и скорость более 550 км/час. При взлете с разбегом самолет должен взлетать с дорожки длиной 300—600 м и взлетать вертикально с полной нагрузкой. В натурной аэродинамической трубе центра им. Эймса исследуется конфигурация самолета с четырьмя вентиляторами, установленными в корневых частях крыла.

G. Ville, P. Poisson-Quinton, E. Leygue. Recherches et Réalisations Américaines en Matière D'avions Décollant et Atterrissant a la Verticale.

Doc-Air-Espace № 94 и 97.

Референт Я. П. Рокицкая

УДК 629.735.33.014.16(420) Хоукер Сиддли «Хариер»

ИСТРЕБИТЕЛЬ-БОМБАРДИРОВЩИК И РАЗВЕДЧИК ХОУКЕР СИДДЛИ „ХАРИЕР“

Почти десять лет тому назад на заводе фирмы Хоукер Сиддли были изготовлены первые чертежи вертикально взлетающего самолета P.1127, и только недавно самолет Хоукер Сиддли «Хариер», у которого осталось только внешнее сходство с первоначальным самолетом P.1127, проходит летные испытания с целью подготовки его к эксплуатации в ВВС Англии.

Такой продолжительный срок от начала разработки до запуска в производство самолета объясняется тем, что за этот период фирма фактически разработала четыре проекта, а именно: P.1127, «Кестрел», P.1154 и вариант самолета P.1127 для ВВС Англии, известный в настоящее время под названием «Хариер».

Три этих самолета были доведены до летных испытаний, работы по четвертому самолету были прекращены на этапе разработки. Чтобы получить представление о самолете «Хариер», необходимо рассмотреть некоторые этапы его развития на базе самолетов-предшественников.

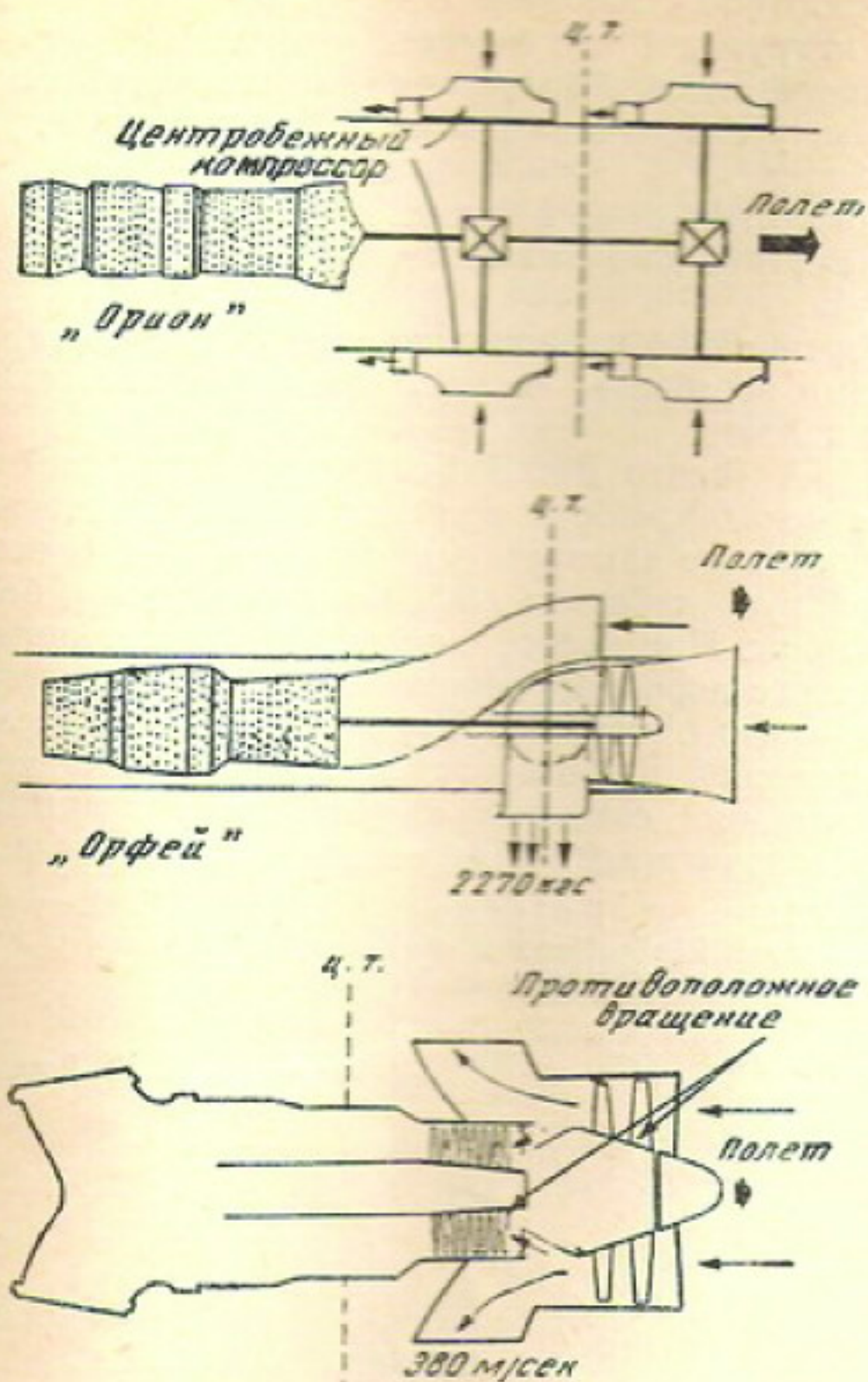
В 1954 г. французский конструктор Мишель Вибо разработал проект вертикально взлетающего истребителя. Этот самолет предполагалось снабдить двигателем Бристоль Сиддли «Орион», приводящим во вращение четыре центробежных компрессора, размещенных в эвольвентных патрубках, которые можно было поворачивать для создания либо вертикальной, либо горизонтальной тяги.

Идея создания такого самолета не получила дальнейшего развития по различным причинам. В конце 1956 г. проект был представлен на рас-

смотрение руководству программой совместной разработки оборонительного оружия (MWDP). Создание силовой установки для нового самолета было поручено фирме Бристоль Сиддли.

В июне 1957 г. фирмой была разработана схема силовой установки, в которой двигатель «Орфей» использовался в качестве газогенератора для привода двух ступеней низкого давления компрессора двигателя «Олимп». Для выпуска воздушного потока из компрессора в горизонтальном или в вертикальном направлении на обеих сторонах корпуса компрессора были установлены два выходных патрубка. Установка имела два воздухозаборника — один для компрессора двигателя «Олимп», второй (установленный над двигателем) для газогенератора. Тяга, создаваемая вторым контуром, примерно 2270 кгс. Силовая установка, которая была названа VE53, была изучена рядом самолетостроительных фирм и в 1957 г. демонстрировалась на Парижской авиационной выставке (фиг. 1).

В то время фирма Хоукер заканчивала производство самолетов «Хантер» и вела разработку самолета P.1121. Конструкторское бюро фирмы изучило предложения фирмы Бристоль Сиддли. Было установлено, что предложенная схема силовой установки приемлема только для самолета с коротким разбегом. Конструкторское бюро внесло четыре важных изменения в конструкцию силовой установки. Во-первых, был использован обычный воздухозаборник; во-вторых, для выпуска реактивной струи как из компрессора, так и из газогенератора были применены патрубки с поворотными соплами,



Фиг. 1. Схемы силовых установок, предшествовавших разработке двигателя «Пегас»

и таким образом была использована полностью тяга двигателя как на режиме вертикального взлета, так и в крейсерском полете. В-третьих, «коленообразные сопла» двигателя BS.53 были сделаны значительно меньшими по размеру благодаря использованию решетки лопаток. И, в-четвертых, роторы высокого и низкого давления компрессора были сконструированы так, что они вращались в противоположных направлениях, чем устранялся гироскопический момент, затрудняющий маневрирование самолета на режиме висения. Кроме того, для стабилизации самолета использовался воздух, отбираемый от компрессора высокого давления, а не компрессора низкого давления, что позволило избавиться от воздухопроводов большого диаметра.

В июне 1958 г. руководители программы MWDP согласились финансировать 75% расходов фирмы Бристоль Сиддли по разработке нового двигателя с тягой 6800 кгс.

Самолет P.1127 был рассчитан на эксплуатационную перегрузку, равную восьми, и срок службы планера 3000 летных часов.

Изготовление двигателя BS.53 было начато в 1958 г. Первые испытания начались 1 сентября 1959 г.

Первые полеты опытного самолета P.1127 на привязи были выполнены в октябре 1960 г. Так как опытный двигатель развивал тягу 5000 кгс, отношение тяги к весу самолета, даже при уменьшенном запасе топлива, было около единицы, при этом топлива хватало только на 2 мин полета.

В это время фирма заключила контракт с министерством снабжения на строительство двух опытных самолетов. Министерство снабжения было заинтересовано в создании двигателя с изменяемым направлением вектора тяги для самолета поддержки войск (несмотря на контрпредложения фирмы Роллс-Ройс, чей двигатель RB.108s применялся на опытном самолете Шорт SC.1 с комбинированной силовой установкой), и поэтому в апреле 1959 г. были разработаны предварительные ТТТ OR.345. Эти ТТТ отражали желание ВВС Англии иметь в дополнение к самолету TSR.2 простой самолет непосредственной поддержки войск.

Первый полет самолета P.1127 на режиме висения без привязи состоялся 19 ноября 1960 г., после чего самолет был передан ВВС для проведения летных испытаний, начавшихся 13 марта 1961 г.

Второй самолет летал в июле 1961 г. и вместе с первым (который к этому времени был возвращен фирме) использовался для испытаний на переходных режимах.

В начале 1961 г. фирма Хоукер провела исследования самолета P.1150, который был несколько больше самолета P.1127, и должен был обладать сверхзвуковой скоростью благодаря использованию сжигания топлива в контуре вентилятора. Весной 1961 г. штаб верховного главнокомандующего вооруженными силами НАТО в Европе выпустил ТТТ NBMR3, в соответствии с которыми сверхзвуковой вертикально взлетающий истребитель должен нести внешнюю нагрузку 900 кгс со скоростью, соответствующей $M=0,9$ на высоте 150 м, при радиусе действия 460 км и поступить на вооружение в 1965 г.

Эти совершенно нереальные в то время требования тем не менее привели к дальнейшим исследованиям проекта P.1154.

В 1961 г. правительства Англии и ФРГ заключили соглашение о разработке самолета P.1127 и его двигателя. В декабре 1961 г. правительство США предложило правительству Англии провести совместную оценку и проверить возможность вертикального взлета в эксплуатационных условиях. Три страны договорились продолжать программу разработки самолета и двигателя, используя для этой цели строящиеся самолеты, и построить еще девять самолетов и 18 двигателей для проведения совместных войсковых испытаний.

В октябре 1964 г. была сформирована эскадрилья самолетов «Кестрел» для проведения оценочных испытаний, которые начались в апреле 1965 г. и продолжались в течение 7 месяцев. Одновременно с работами по самолету P.1127 фирма Хоукер Сиддли продолжала работы по самолету P.1154 и летом 1962 г. начала усиленно искать покупателей в Индии, Японии, США, Канаде и Европе. ВВС флота Англии объявили о намерении закупить самолет P.1154 взамен самолета «Си Виксн». Попытки согласовать разноречивые требования ВВС и ВВС флота к самолету P.1154 закончились безуспешно, и в 1964 г. ВВС флота для своих нужд заказали американский самолет «Фантом».

Перед фирмой Хоукер Сиддли стояла довольно трудная задача: какой самолет выбрать для производства? С одной стороны, она уже имела срав-

нительно простой дозвуковой самолет с известными данными, хорошими эксплуатационными характеристиками и перспективой экспорта. С другой стороны, предстояло начать новый проект, с усовершенствованным планером и двигателем (например, BS.100) с целью достижения скорости, соответствующей примерно числу $M=2$, и большей дальности.

Возможность увеличения тяги двигателя BS.53 (или «Пегас» 5, как он стал называться с 1962 г.) позволила фирме Хоукер создать на базе самолета P.1127 более жизнеспособный самолет и отказаться от разработки самолета P.1154. Контракт на производство шести опытных самолетов, названных «Хариер», чтобы отличить их от самолетов «Кестрел» с меньшей тяговооруженностью, был заключен весной 1965 г., а TTT OR.356 к самолету P.1154 были заменены TTT к новому самолету.

Первый полет опытного самолета «Хариер» состоялся 31 августа 1966 г., и в настоящее время летают все шесть заказанных самолетов.

Программа разработки вертикально взлетающих самолетов не прошла без происшествий — несколько самолетов P.1127 и «Кестрел» потерпели аварии. Однако только одна авария была связана с вертикальным взлетом, остальные произошли в полетах с использованием подъемной силы крыла.

Несмотря на внешнее сходство, самолет «Хариер» значительно отличается от самолета «Кестрел» (фиг. 2). При постройке самолета «Хариер» использовано только 5% старых чертежей. Переработаны все системы и добавлено некоторое оборудование. Программа разработки, выполняемая на шести самолетах, осуществляется с целью подготовки самолета для эксплуатации в ВВС Англии.

Фирма Хоукер готовится к серийному производству, и первый самолет «Хариер» GR.1 для ВВС Англии совершил первый полет в конце 1967 г. Для ВВС Англии заказано 60 боевых и 10 учебно-тренировочных двухместных самолетов.

На самолете «Хариер» значительно изменены воздухозаборники, форма крыла в плане, передняя и задняя части фюзеляжа, подфюзеляжный киль и воздушный тормоз.

Двигатель «Пегас» 6 имеет значительно большую тягу, чем «Пегас» 5, и увеличенный массовый расход воздуха, что потребовало применения увеличенных воздухозаборников. Для обеспечения необходимой эффективности воздухозаборников при вертикальном взлете губы воздухозаборников имеют кривизну и каналы снабжены створками, открывающимися внутрь под действием разрежения. Внешнему контуру воздухозаборника придана форма, обеспечивающая наилучшее восстановление давления и минимальное сопротивление от перетекания воздуха в крейсерском полете с большой скоростью на малой высоте. Створки, расположенные по периметру воздухозаборников, обеспечивают дополнительный подвод воздуха на режиме висения и в горизонтальном полете с малой скоростью.

На левом борту носовой части фюзеляжа имеется оптически плоское стекло для фотоаппарата F.95. За воздухозаборниками имеются обтекатели передних сопел. Каждое сопло на серийном самолете будет иметь только две лопатки, вместо пяти лопаток в соплах предшествующих самолетов.

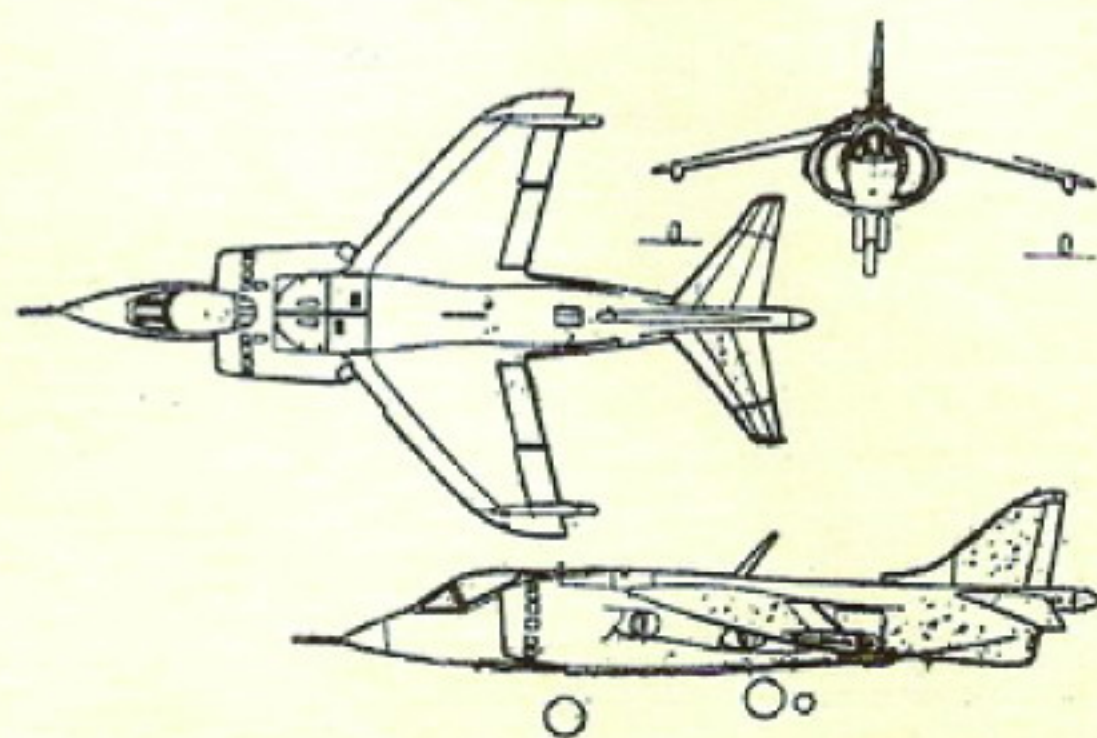
Переконструированная система управления передним колесом шасси имеет значительно большую мощность по сравнению с системой самолета «Кестрел». Система обеспечивает значительно большую точность и лучшую управляемость при значительных углах поворота колеса благодаря использованию самоустанавливающегося верньерного зубчатого механизма. Такое устройство позволяет совершать поворот относительно обеих подкрыльных стоек при рулежке с малой скоростью и в то же время обеспечивает точное управление при взлете и посадке с большой скоростью.

Увеличение веса самолета «Хариер» потребовало создания нового шасси, рассчитанного на посадочный вес 7260 кг и скорость снижения 3,6 м/сек, тогда как шасси самолета P.1127 было рассчитано на посадочный вес 5800 кг и скорость снижения 2,4 м/сек. Это было достигнуто почти при том же объеме и весе стоек шасси за счет увеличения хода штока масляного амортизатора.

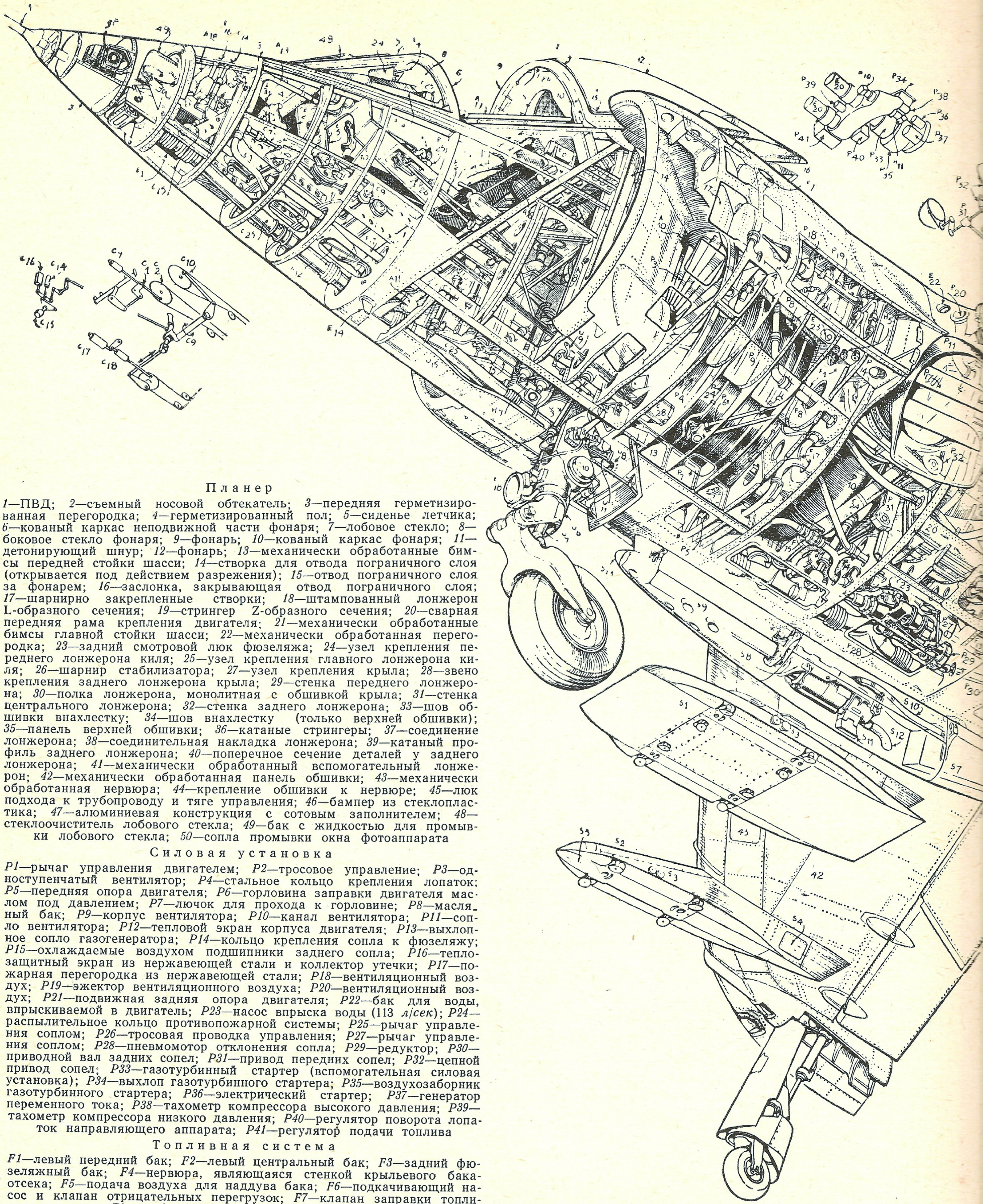
На самолете «Хариер» применяется носовая стойка с жидкостным амортизатором с рычажной подвеской и простая телескопическая масляно-пневматическая главная стойка. Телескопические масляно-пневматические подкрыльные стойки значительно упрочнены по сравнению со стойками ранее выпускаемых самолетов и поглощают в шесть раз больше энергии.

Пневматики самолета «Хариер» больше пневматиков самолета «Кестрел» (колеса подкрыльных стоек больше на 50%). Давление в пневматиках шасси уменьшено, в результате чего амортизационные характеристики шасси при посадке на мягкий грунт значительно улучшены.

Подкрыльные стойки шасси сконструированы так, что они воспринимают статическую нагрузку на земле при любом весе самолета. Это способствует лучшей амортизации, в результате чего достигается лучшая поперечная устойчивость при рулежке, подобная устойчивости гоночного автомобиля; самолет «Хариер» разворачивается подобно трехколесному автомобилю с широкой колеей. Проблемы поперечной устойчивости и связанной с ней путевой управляемости при взлетах с большой скоростью и посадке при поперечном ветре также успешно решены благодаря применению стойки шасси с двухступенчатым масляным амортизатором, в котором первая половина хода обеспечивает только демпфирование без изменения жесткости.



Фиг. 2. Схема истребителя-бомбардировщика «Хариер»



Планер

1—ПВД; 2—съемный носовой обтекатель; 3—передняя герметизированная перегородка; 4—герметизированный пол; 5—сиденье летчика; 6—кованый каркас неподвижной части фонаря; 7—лобовое стекло; 8—боковое стекло фонаря; 9—фонарь; 10—кованый каркас фонаря; 11—детонирующий шнур; 12—фонарь; 13—механически обработанные бимсы передней стойки шасси; 14—створка для отвода пограничного слоя (открывается под действием разрежения); 15—отвод пограничного слоя за фонарем; 16—заслонка, закрывающая отвод пограничного слоя; 17—шарнирно закрепленные створки; 18—штампованный лонжерон L-образного сечения; 19—стрингер Z-образного сечения; 20—сварная передняя рама крепления двигателя; 21—механически обработанные бимсы главной стойки шасси; 22—механически обработанная перегородка; 23—задний смотровой люк фюзеляжа; 24—узел крепления переднего лонжерона киля; 25—узел крепления главного лонжерона киля; 26—шарнир стабилизатора; 27—узел крепления крыла; 28—звено крепления заднего лонжерона крыла; 29—стенка переднего лонжерона; 30—полка лонжерона, монолитная с обшивкой крыла; 31—стенка центрального лонжерона; 32—стенка заднего лонжерона; 33—шов обшивки внахлестку; 34—шов внахлестку (только верхней обшивки); 35—панель верхней обшивки; 36—катаные стрингеры; 37—соединение лонжерона; 38—соединительная накладка лонжерона; 39—катанный профиль заднего лонжерона; 40—поперечное сечение деталей у заднего лонжерона; 41—механически обработанный вспомогательный лонжерон; 42—механически обработанная панель обшивки; 43—механически обработанная нервюра; 44—крепление обшивки к нервюре; 45—люк подхода к трубопроводу и тяге управления; 46—бампер из стеклопластика; 47—алюминиевая конструкция с сотовым наполнителем; 48—стеклоочиститель лобового стекла; 49—бак с жидкостью для промывки лобового стекла; 50—сопла промывки окна фотоаппарата

Силовая установка

P1—рычаг управления двигателем; P2—тросовое управление; P3—одноступенчатый вентилятор; P4—стальное кольцо крепления лопаток; P5—передняя опора двигателя; P6—горловина заправки двигателя маслом под давлением; P7—лючок для прохода к горловине; P8—масляный бак; P9—корпус вентилятора; P10—канал вентилятора; P11—сопло вентилятора; P12—тепловой экран корпуса двигателя; P13—выхлопное сопло газогенератора; P14—кольцо крепления сопла к фюзеляжу; P15—охлаждаемые воздухом подшипники заднего сопла; P16—теплозащитный экран из нержавеющей стали и коллектор утечки; P17—пожарная перегородка из нержавеющей стали; P18—вентиляционный воздух; P19—эжектор вентиляционного воздуха; P20—вентиляционный воздух; P21—подвижная задняя опора двигателя; P22—бак для воды, впрыскиваемой в двигатель; P23—насос впрыска воды (113 л/сек); P24—распылительное кольцо противопожарной системы; P25—рычаг управления соплом; P26—тросовая проводка управления; P27—рычаг управления соплом; P28—пневмомотор отклонения сопла; P29—редуктор; P30—приводной вал задних сопел; P31—привод передних сопел; P32—цепной привод сопел; P33—газотурбинный стартер (вспомогательная силовая установка); P34—выхлоп газотурбинного стартера; P35—воздухозаборник газотурбинного стартера; P36—электрический стартер; P37—генератор переменного тока; P38—тахометр компрессора высокого давления; P39—тахометр компрессора низкого давления; P40—регулятор поворота лопаток направляющего аппарата; P41—регулятор подачи топлива

Топливная система

F1—левый передний бак; F2—левый центральный бак; F3—задний фюзеляжный бак; F4—нервюра, являющаяся стенкой крылевого бака-отсека; F5—подача воздуха для наддува бака; F6—подкачивающий насос и клапан отрицательных перегрузок; F7—клапан заправки топливом в полете; F8—трубопровод системы заправки топливом в полете; F9—клапан системы заправки топливом; F10—горловина заправки топливом на земле; F11—лампы сигнализации и выключатели системы заправки топливом; F12—кран слива топлива; F13—к трубопроводу подвода топлива; F14—регулятор подачи топлива; F15—кран в системе низкого давления (от регулятора подачи топлива к двигателю через расходомер); F16—кран в системе низкого давления; F17—передаточный трубопровод; F18—трубопровод из подвесного бака; F19—поплавковый выключатель; F20—клапан слива топлива; F21—трубопровод слива топлива

Пневматическая система

A1—воздухозаборник системы охлаждения оборудования; A2—теплообменник; A3—турбохолодильник; A4—выход воздуха; A5—выхлоп турбины; A6—подвод воздуха к шасси оборудования; A7—наземный вен-

тилятор; A8—турбохолодильник воздуха, подающегося в кабину; A9—клапан регулирования температуры; A10—выход воздуха из кабины; A11—подача воздуха в кабину; A12—водоотделитель; A13—трубопровод подачи теплого воздуха к ногам; A14—подача воздуха к лобовому стеклу; A15—подача воздуха к фонарю; A16—внутренний предохранительный клапан; A17—шланг герметизации фонаря; A18—предохранительный клапан и подача охлаждающего воздуха к инерциальной платформе

Электронное и электрическое оборудование

E1—инерциальная платформа; E2—индикатор прицельно-навигационной системы; E3—вычислитель прицельно-навигационной системы; E4—

прицел и индикация на лобовом стекле; E5—пульт управления аппаратурой СВЧ и УВЧ; E6—панель оборудования; E7—трансформатор-выпрямитель; E8—курсовой гироскоп; E9—блок настройки ВЧ; E10—антенна СВЧ; E11—антенна ВЧ; E12—антенна системы опознавания; E13—запасная антенна СВЧ; E14—антенна системы «TACAN»; E15—панель электрооборудования; E16—аккумулятор; E17—кабельная проводка; E18—посадочная фара; E19—навигационные огни; E20—генератор переменного тока; E21—розетка аэродромного источника энергии (2 квд. 400 гц); E22—лампа освещения приемника заправки топливом; E23—самолетное переговорное устройство; E24—сигнальные огни; E25—резервный компас; E26—часы

Шасси

U1—колесо главной стойки шасси; U2—многодисковые тормоза; U3—цилиндр убирания шасси; U4—замок основной стойки шасси в убранном положении; U5—аварийный инерционный переключатель; U6—укорачиваемая передняя стойка шасси; U7—гидравлический амортиза-

штейсельный разъем взрывателя; S6—узлы крепления пилона; S7—патронный ящик пушки «Аден» (заменяется вместе с лентами); S8—пушка «Аден»; S9—гаситель ударной волны; S10—рукав подачи; S11—гильзопровод; S12—звеньепровод; S13—крышка

Гидравлическая система

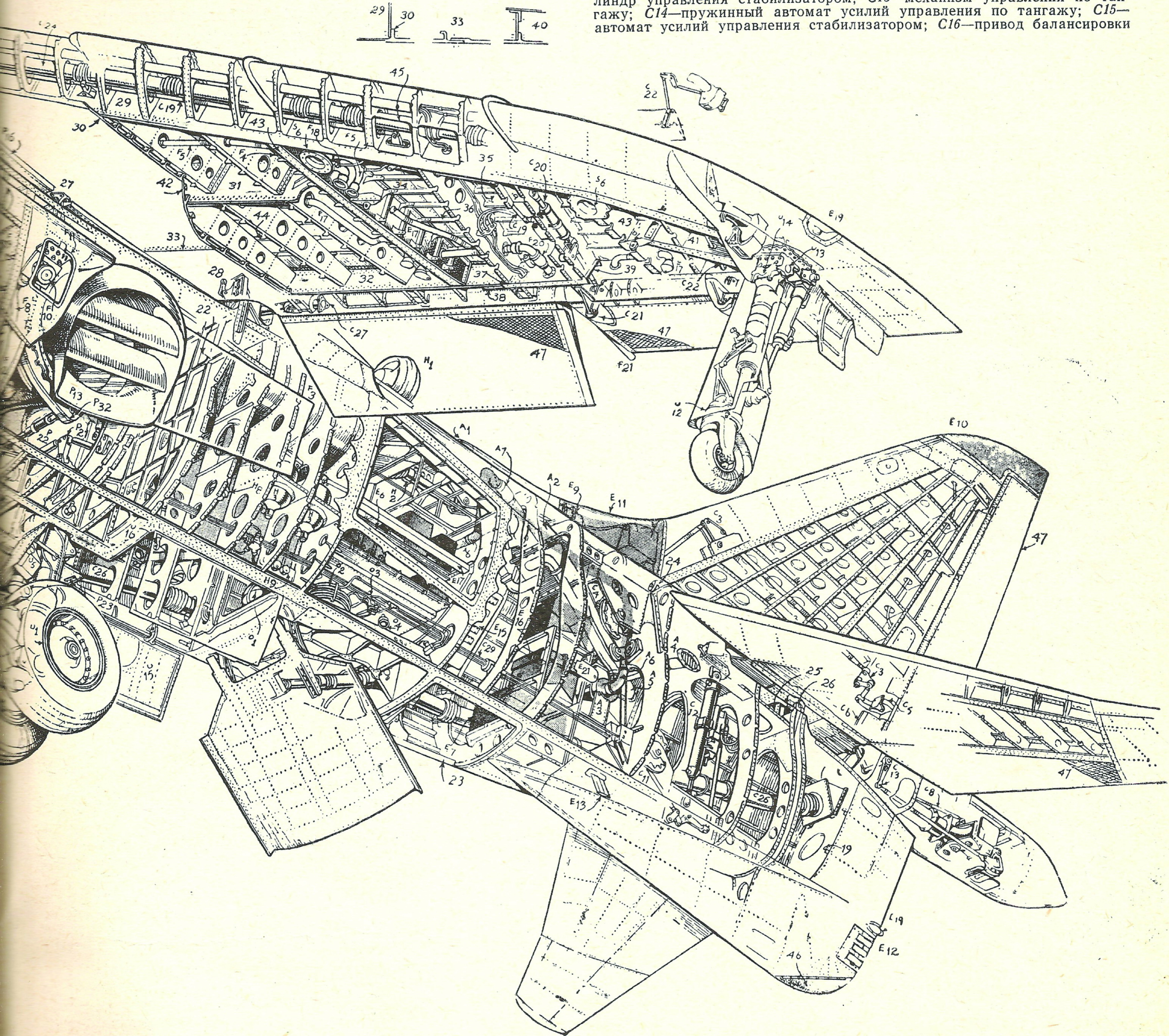
H1—ветрянки; H2—подъемник ветрянки; H3—баллоны с азотом для аварийного выпуска шасси и воздушного тормоза; H4—ручной насос и манометр; H5—штуцеры подсоединения наземной гидроустановки к системе № 1; H6—гидробачок системы № 1; H7—гидроаккумулятор системы управления носовым колесом; H8—гидроаккумулятор; H9—манометры; H10—гидронасос системы № 1; H11—гидронасос системы № 2

Кислородная система

O1—баллон с жидким кислородом; O2—змеевик; O3—зарядный штуцер; O4—манометр

Система управления самолетом

C1—рычаг передачи от педали к рулю направления; C2—качалка управления рулем направления; C3—тяга руля направления; C4—механизм натяжения троса управления рулем направления; C5—шарнир подвески; C6—балансир руля направления; C7—устройство для центрирования руля направления; C8—тяга от руля направления к соплу управления по курсу; C9—качалка передачи усилия от ручки управления к стабилизатору; C10—качалка управления стабилизатором; C11—механизм натяжения троса управления стабилизатором; C12—спаренный цилиндр управления стабилизатором; C13—механизм управления по тангажу; C14—пружинный автомат усилий управления по тангажу; C15—автомат усилий управления стабилизатором; C16—привод балансировки



тор; U8—замок передней стойки шасси в выпущенном положении; U9—механизм управления носовым колесом и стойка шасси; U10—мотор управления носовым колесом, угол поворота на $\pm 45^\circ$ (при повороте на 170° расцепляется); U11—клапан системы управления носовым колесом; U12—подкрыльная стойка шасси (колесо ориентируется в пределах 180°); U13—ось поворота подкрыльной стойки; U14—шарнир подвески створки ниши подкрыльной стойки шасси; U15—закрывающиеся створки ниши шасси; U16—тяга механизма управления створками шасси (отсоединена); U17—цилиндр убирания и выпуска створок передней стойки

Внешние подвески

S1—внутренний спаренный узел подвески; S2—внешний пилон; S3—патрон; S4—лючок реле системы управления оружием; S5—носовой

от автомата усилий системы управления стабилизатором; C17—привод балансировки от автомата усилий системы управления элеронами; C18—пружинный автомат усилий управления элеронами; C19—тяга управления элеронами; C20—спаренный гидроусилитель элеронов с авто-стабилизатором; C21—шарнир элерона; C22—тяга к соплу управления по крену; C23—перекрывной клапан подачи воздуха к соплам управления (открывается после поворота сопла на 15°); C24—трубопровод к соплам управления по крену; C25—трубопровод к соплам управления по тангажу; C26—трубопровод к соплам управления по тангажу и рысканию; C27—тяга управления щитками; C28—трос управления и трубопровод; C29—трос управления рулем направления и стабили-

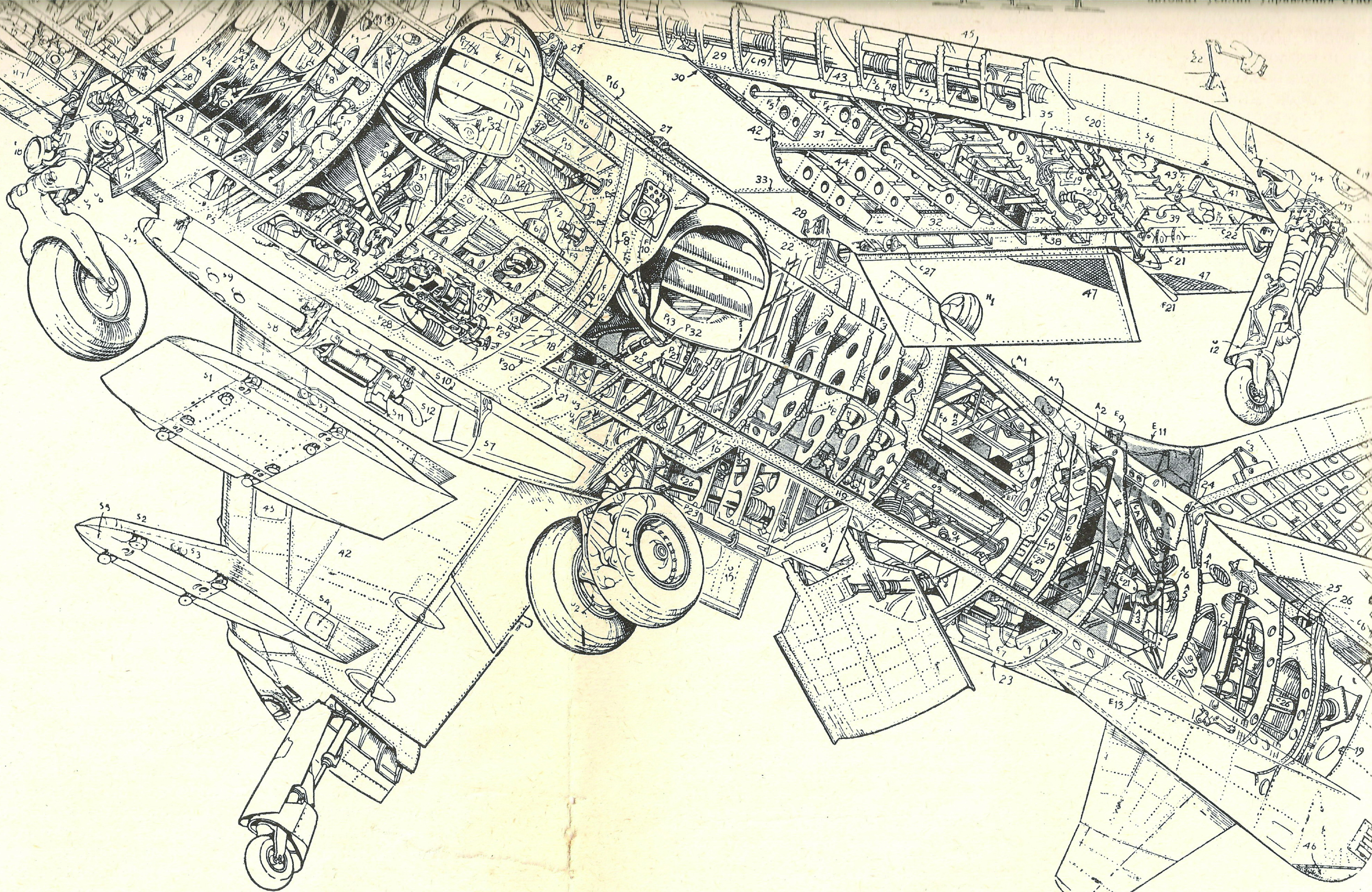
затором

ер
 катель; 3—передняя герметизиро-
 ванный пол; 5—сиденье летчика;
 ти фонаря; 7—лобовое стекло; 8—
 10—кованый каркас фонаря; 11—
 механически обработанные бим-
 рка для отвода пограничного сло-
 я; 15—отвод пограничного слоя
 ющая отвод пограничного слоя;
 ки; 18—штампованный лонжерон
 Z-образного сечения; 20—сварная
 я; 21—механически обработанные
 механически обработанная перего-
 фюзеляжа; 24—узел крепления пе-
 репления главного лонжерона ки-
 узел крепления крыла; 28—звено
 а; 29—стенка переднего лонжеро-
 на с обшивкой крыла; 31—стенка
 заднего лонжерона; 33—шов об-
 стку (только верхней обшивки);
 таные стрингеры; 37—соединение
 лдка лонжерона; 39—катаный про-
 ечное сечение деталей у заднего
 таный вспомогательный лонже-
 панель обшивки; 43—механически
 не обшивки к нервюре; 45—люк
 вления; 46—бампер из стеклопла-
 с соевым наполнителем; 48—
 49—бак с жидкостью для промыв-
 промывки окна фотоаппарата

становка
 P2—тросовое управление; P3—од-
 ное кольцо крепления лопаток;
 орловина заправки двигателя мас-
 прохода к горловине; P8—масля-
 P10—канал вентилятора; P11—соп-
 корпуса двигателя; P13—выхлоп-
 цо крепления сопла к фюзеляжу;
 ники заднего сопла; P16—тепло-
 гали и коллектор утечки; P17—по-
 й стали; P18—вентиляционный воз-
 воздуха; P20—вентиляционный воз-
 двигателя; P22—бак для воды,
 ос впрыска воды (113 л/сек); P24—
 ной системы; P25—рычаг управле-
 управления; P27—рычаг управле-
 нения сопла; P29—редуктор; P30—
 ивод передних сопел; P32—цепной
 стартер (вспомогательная сило-
 ого стартера; P35—воздухозаборник
 рический стартер; P37—генератор
 прессора высокого давления; P39—
 лия; P40—регулятор поворота лопа-
 P41—регулятор подачи топлива

система
 центральный бак; F3—задний фю-
 щаяся стенкой крыльцевого бака-
 дува бака; F6—подкачивающий на-
 узок; F7—клапан заправки топли-
 мы заправки топливом в полете;
 ом; F10—горловина заправки топ-
 лизации и выключатели системы
 а топлива; F13—к трубопроводу
 ачи топлива; F15—кран в системе
 ачи топлива к двигателю через
 низкого давления; F17—передаточ-
 из подвесного бака; F19—попла-
 ва топлива; F21—трубопровод сли-
 ва

кая система
 ения оборудования; A2—теплооб-
 выход воздуха; A5—выхлоп тур-
 оборудования; A7—наземный вен-



тилятор; A8—турбохолодильник воздуха, подающегося в кабину; A9—
 клапан регулирования температуры; A10—выход воздуха из кабины;
 A11—подача воздуха в кабину, A12—водоотделитель; A13—трубопро-
 вод подачи теплого воздуха к ногам; A14—подача воздуха к лобо-
 вому стеклу; A15—подача воздуха к фонарю; A16—внутренний пре-
 дохранительный клапан; A17—шланг герметизации фонаря; A18—пре-
 дохранительный клапан и подача охлаждающего воздуха к инерци-
 альной платформе

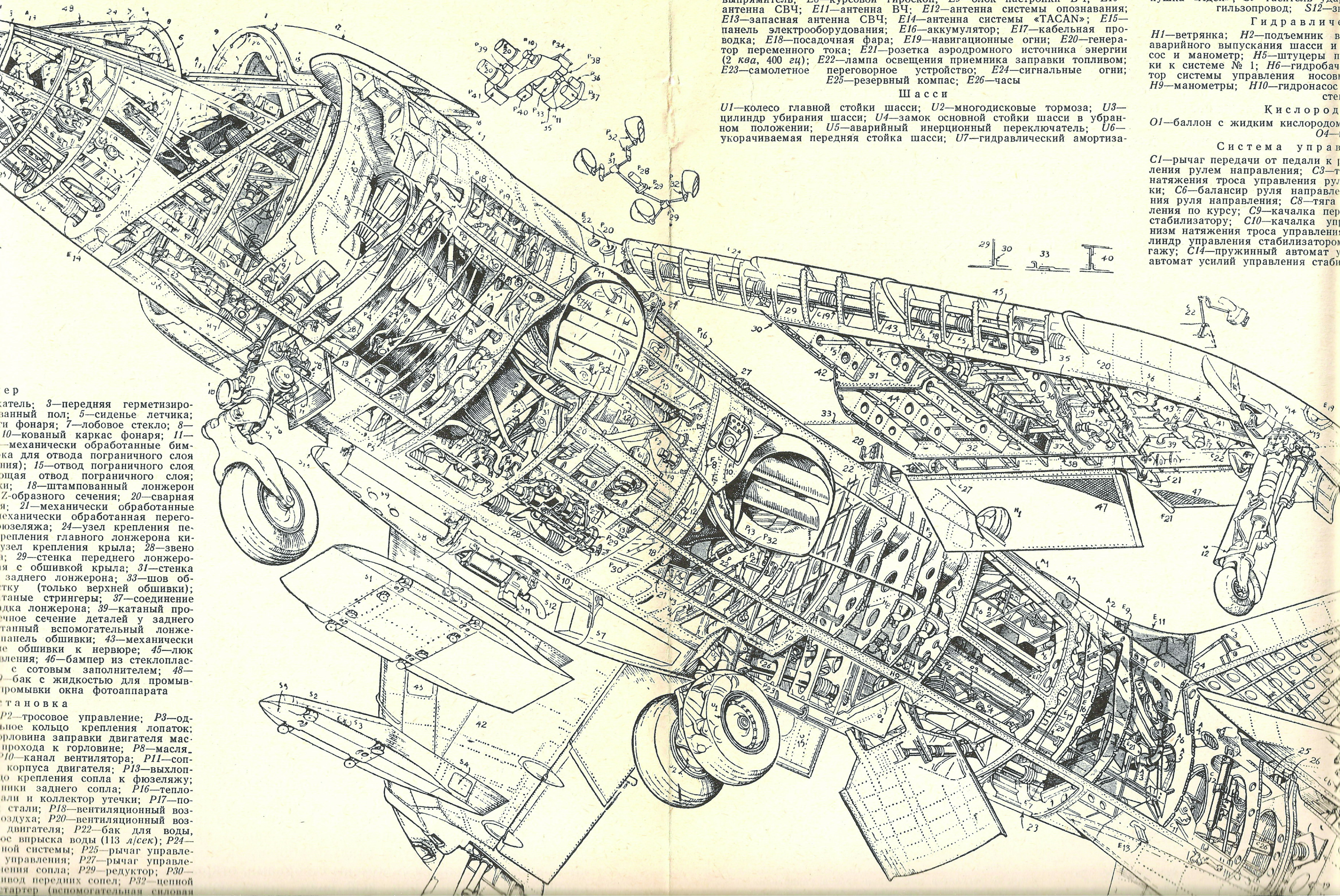
Электронное и электрическое оборудование
 E1—инерциальная платформа; E2—индикатор прицельно-навигационной
 системы; E3—вычислитель прицельно-навигационной системы; E4—

тор; U8—замок передней стойки шасси в выпущенном положении;
 U9—механизм управления носовым колесом и стойка шасси; U10—мо-
 тор управления носовым колесом, угол поворота $\pm 45^\circ$ (при повороте на
 170° расцепляется); U11—клапан системы управления носовым колесом;
 U12—подкрыльная стойка шасси (колесо ориентируется в пределах
 180°); U13—ось поворота подкрыльной стойки; U14—шарнир подвески
 створки ниши подкрыльной стойки шасси; U15—закрывающиеся створ-
 ки ниши шасси; U16—тяга механизма управления створками шасси
 (отсоединена); U17—цилиндр убирания и выпуска створок передней
 стойки

Внешние подвески
 S1—внутренний спаренный узел подвески; S2—внешний пилон; S3—пи-
 ропатрон; S4—лючок реле системы управления оружием; S5—носовой

от автомата усилий системы управл
 балансировки от автомата усилий сист
 пружинный автомат усилий управле
 ления элеронами; C20—спаренный и
 стабилизатором; C21—шарнир элерон
 по крену; C23—перекрывной клапан
 ления (открывается после поворота
 к соплам управления по крену; C25
 ния по тангажу; C26—трубопровод и
 и рысканию; C27—тяга управления
 трубопровод; C29—трос управления
 затор

Фиг. 10. Компоновочная схема самолета «Харьер»



прицел и индикация на лобовом стекле; E5—пульт управления аппаратурой СВЧ и УВЧ; E6—панель оборудования; E7—трансформатор-выпрямитель; E8—курсовой гироскоп; E9—блок настройки ВЧ; E10—антенна СВЧ; E11—антенна ВЧ; E12—антенна системы опознавания; E13—запасная антенна СВЧ; E14—антенна системы «TACAN»; E15—панель электрооборудования; E16—аккумулятор; E17—кабельная проводка; E18—посадочная фара; E19—навигационные огни; E20—генератор переменного тока; E21—розетка аэродромного источника энергии (2 квв, 400 гц); E22—лампа освещения приемника заправки топливом; E23—самолетное переговорное устройство; E24—сигнальные огни; E25—резервный компас; E26—часы

Шасси

U1—колесо главной стойки шасси; U2—многодисковые тормоза; U3—цилиндр убирания шасси; U4—замок основной стойки шасси в убранном положении; U5—аварийный инерционный переключатель; U6—укорачиваемая передняя стойка шасси; U7—гидравлический амортиза-

штейсельный разъем взрывателя; ронный ящик пушки «Аден» (пушка «Аден»; S9—гаситель удара гильзопровод; S12—защитный

Гидравлическая система

H1—ветрянка; H2—подъемник в аварийном выпуске шасси и сос и манометр; H5—штуцеры пушки к системе № 1; H6—гидробачок системы управления носовым шасси; H9—манометры; H10—гидронасос

Кислородная система

O1—баллон с жидким кислородом; O4—кислородный датчик

Система управления

C1—рычаг передачи от педали к рулю; C2—руль; C3—трос натяжения троса управления руля; C6—балансир руля направления; C8—тяга управления по курсу; C9—качалка переставки стабилизатора; C10—качалка управления стабилизатора; C11—цилиндр управления стабилизатором; C12—руль; C13—руль; C14—пружинный автомат управления стабилизатором; C15—автомат усилий управления стабилизатором

ер

атель; 3—передняя герметизированный пол; 5—сиденье летчика; 6—фонарь; 7—лобовое стекло; 8—кованый каркас фонаря; 11—механически обработанные бимба для отвода пограничного слоя; 15—отвод пограничного слоя; 18—штампованный лонжерон Z-образного сечения; 20—сварная; 21—механически обработанные механически обработанная переюзеляжа; 24—узел крепления крепления главного лонжерона к крылу; 28—звено; 29—стенка переднего лонжерона с обшивкой крыла; 31—стенка заднего лонжерона; 33—шов обшивки (только верхней обшивки); 34—таные стрингеры; 37—соединение лонжерона; 39—катанный прочное сечение деталей у заднего лонжерона; 43—механически обшивки к нервюре; 45—люк заливки; 46—бампер из стеклопластика с сотовым наполнителем; 48—бак с жидкостью для промывки окна фотоаппарата

Становка

P2—тросовое управление; P3—одное кольцо крепления лопаток; P4—горловина заправки двигателя маслом; P8—масляный канал вентилятора; P10—канал вентилятора; P11—корпуса двигателя; P13—выхлопное крепление сопла к фюзеляжу; P14—теплозащитный щиток заднего сопла; P16—теплозащитный щиток и коллектор утечки; P17—посадочная панель; P18—вентиляционный воздухоподогреватель; P20—вентиляционный воздухоподогреватель; P22—бак для воды; P23—бак для воды; P24—система; P25—рычаг управления; P27—рычаг управления сопла; P29—редуктор; P30—интегральный стартер; P32—ценный стартер (вспомогательная силовая установка)

Это позволяет подкрыльным стойкам воспринимать часть веса в условиях, когда самолет по существу обладает большой подъемной силой вследствие большого угла атаки крыла при пробеге.

В задней части фюзеляжа, начиная от задней кромки крыла, расположен отсек оборудования размером $0,9 \times 0,6$ м. В этом отсеке размещается электронное и электрическое оборудование, охлаждаемое воздухом с помощью системы кондиционирования с наддувом, воздухозаборник которой расположен у основания киля.

Электронное и электрическое оборудование устанавливается на амортизированном шасси, укрепленном на каркасе фюзеляжа с помощью настроенных демпфирующих амортизаторов. В шасси имеется канал, по которому охлаждающий воздух подводится к оборудованию. Охлаждение оборудования осуществляется с помощью новой подсистемы с турбохолодильником с наддувом и теплообменниками, воздух к которым поступает через воздухозаборник в надфюзеляжном киле. Для обслуживания на земле ко всему установленному в отсеке оборудованию при открытых смотровых люках имеется свободный подход.

Наличие вырезов в отсеке оборудования и других смотровых панелей, а также увеличенный вес, расширенный диапазон режимов полета и увеличенные расчетные вертикальные скорости привели к значительному увеличению действующих напряжений и, как следствие, переконструированию фюзеляжа. На нижней поверхности задней части фюзеляжа имеется воздушный тормоз. На самолете Р.1127 функции воздушного тормоза выполнял щиток основной стойки шасси.

На самолете «Хариер» увеличен размах крыла, подкрыльные стойки шасси перенесены с концов крыла ближе к фюзеляжу. Крыло довольно хорошо отработано и поэтому имеет значительно лучшую характеристику $c_{y/M}$. Результаты летных испытаний позволяют выбрать приемлемые внешние аэродинамические формы для обеспечения оптимальных характеристик маневренности.

Для перегоночных полетов «боевые» концевые

обтекатели крыла заменяются на удлиненные, уменьшающие лобовое сопротивление в крейсерском полете и, таким образом, обеспечивающие увеличенную дальность полета.

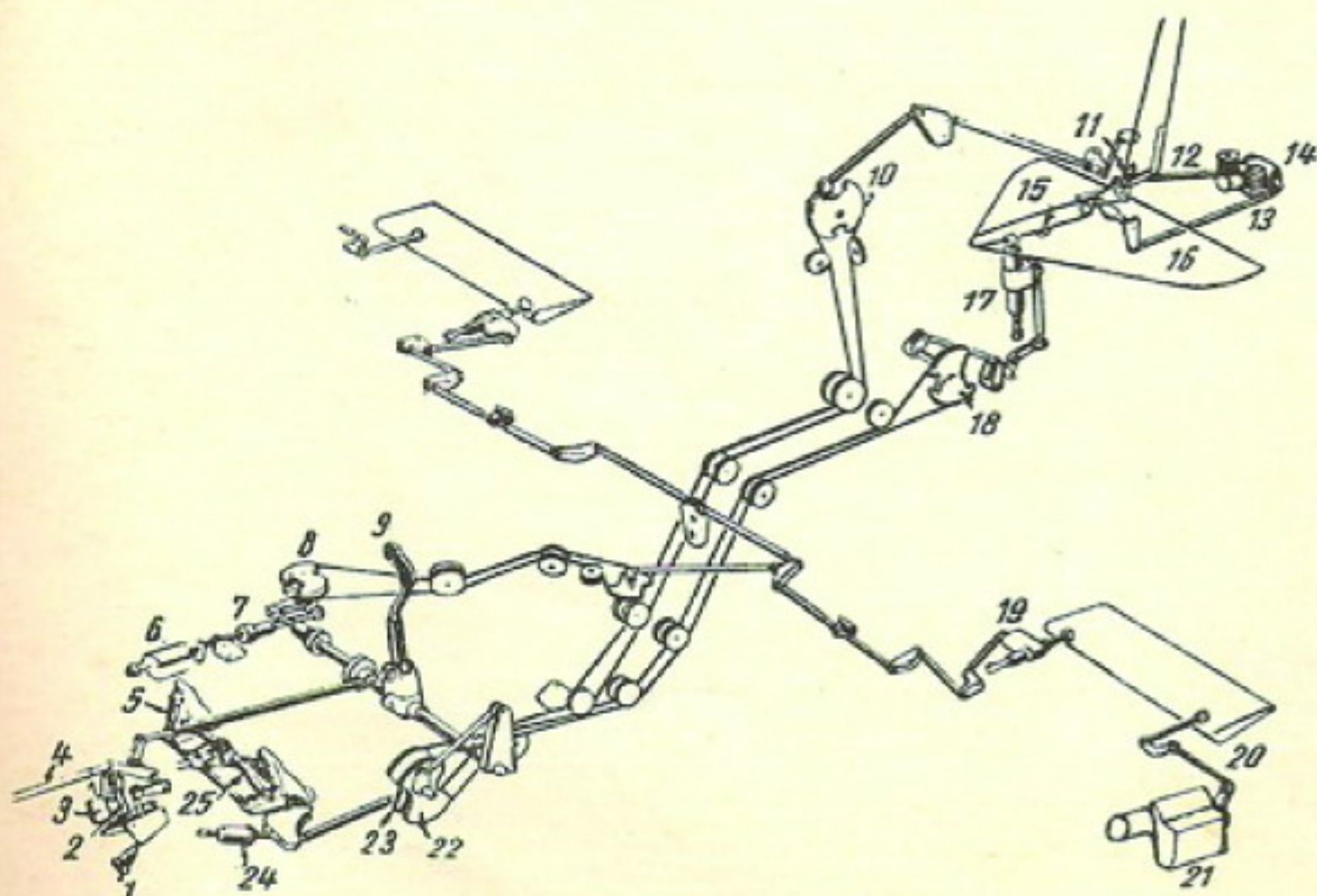
Неразрезное крыло крепится к фюзеляжу в шести точках. При замене двигателя крыло снимается.

Такое конструктивное решение было вызвано тем, что при разработке самолета «Хариер» большой объем переделок самолета «Кестрел» с целью обеспечения возможности снятия двигателя через вырез в фюзеляже, как это осуществлялось на самолете Р.1154, в короткие сроки выполнить невозможно. Однако благодаря обеспечению свободных подходов и использованию соответствующих сборочных приспособлений замена двигателя не представляет особых трудностей. После слива топлива, когда вес крыла становится равен половине веса двигателя, бригада из шести человек может заменить двигатель за 8 час.

Все разъемы электрической, гидравлической и пневматической систем расположены на стенке переднего или заднего лонжерона, что значительно облегчает демонтаж крыла для снятия силовой установки.

В настоящее время закончены 150-часовые стендовые испытания двигателя «Пегас» на режиме расчетной номинальной тяги. Тяга двигателя возросла значительно быстрее, чем это ожидалось; она возросла с 5000 до 6800 кгс на самолете «Кестрел» и до 8600 кгс на самолете «Хариер».

Габариты двигателя «Пегас» 6 и установка дополнительных вспомогательных агрегатов привели к увеличению миделя фюзеляжа. Наряду с усовершенствованной системой автоматического регулирования двигателя на коробке приводов монтируется газотурбинный стартер Ротакс, служащий вспомогательной силовой установкой, воздухозаборник которой размещается над фюзеляжем. Этот агрегат работает на обычном топливе. Вспомогательная силовая установка служит для привода генератора переменного тока мощностью 2 ква, который питает электроэнергией некоторое электронное обо-



1—силовой цилиндр автомата усилий; 2—пружинный автомат усилий управления стабилизатором; 3—балансирующий привод стабилизатора; 4—тяга управления переднего клапана управления по тангажу; 5—пружинная тяга управления тормозами; 6—балансирующий привод элерона; 7—пружинный автомат усилий управления элеронами; 8—регулятор натяжения тросов управления элеронов; 9—ручка управления; 10—регулятор натяжения тросов; 11—привод триммера руля направления; 12—тяга управления клапаном путевого управления; 13—тяга управления задним клапаном управления по тангажу; 14—заднее сопло реактивного управления; 15—шарнир стабилизатора; 16—стабилизатор; 17—спаренный силовой цилиндр с автостабилизатором; 18—регулятор натяжения тросов; 19—спаренный силовой цилиндр с автостабилизатором; 20—тяга управления клапаном управления по крену; 21—сопло управления на конце крыла; 22—качалка управления стабилизатором; 23—качалка управления рулем направления; 24—устройство центрирования руля направления; 25—педаль управления

Фиг. 3. Схема системы управления и пространственной стабилизации самолета

рудование и аккумуляторную батарею для поддержания постоянной боевой готовности при оперативном рассредоточении самолетов. Вспомогательная силовая установка запускается с помощью электромотора, питаемого от аккумулятора. Поскольку установка расходует примерно 18,2 кгс/час топлива, непрерывное использование ее в течение продолжительного времени для обеспечения боеготовности, в соответствии с требованиями ВВС Англии, невозможно. Поэтому установлена определенная циклическая последовательность режимов подачи электроэнергии от аккумулятора и вспомогательной силовой установки в соотношении 1,5 час:0,5 час соответственно.

Запуск двигателя «Пегас» 5 осуществляется только с помощью пиропатрона. На самолете «Харриер» для запуска двигателя применяется газотурбинный стартер, обеспечивающий значительно улучшенный режим запуска, так как он вращает двигатель во время раскрутки более длительное время.

Система управления полетом в основном такая же, как и на самолете P-1127 (фиг. 3); управление стабилизатором и элеронами осуществляется с помощью дублированных гидроусилителей, работающих от независимой гидросистемы, управление рулем направления без гидроусилителей. Значительно улучшена система реактивного управления. Эта система самолета P.1127 «Кестрел» была рассчитана для полетов только в условиях умеренного климата со скоростями менее 370 км/час. Новая система рассчитана для работы во всех климатических условиях и включает систему управления вектором тяги в боевом полете. В настоящее время клапаны реактивного управления литые, они имеют срок службы 3000 час и немного увеличенный вес по сравнению с клапанами, ранее изготовлявшимися из листового материала. Они работают непосредственно от системы управления самолетом (фиг. 4).

Система реактивного управления, питаемая воздухом, отбираемым от компрессора высокого давления, включается, когда сопла двигателя поворачиваются на 20° или более от горизонтального положения в режиме полета с малой скоростью или при выполнении вертикального взлета.

Величина тяги двигателя (8600 кгс в течение 30 сек) выбрана, наряду с другими соображениями, с учетом среднего времени отбора воздуха для осуществления вертикального или короткого разбега с помощью системы реактивного управления.

По данным испытаний опытных самолетов P.1127 и «Кестрел», расход воздуха составляет 4,1 кгс/сек.

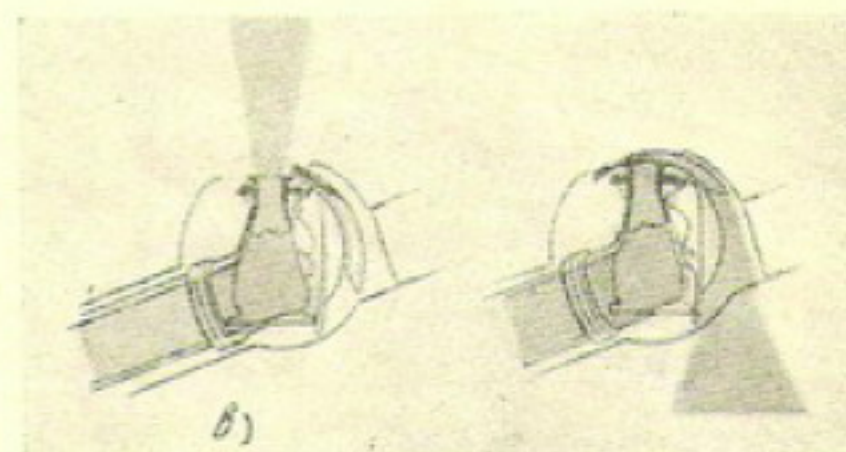
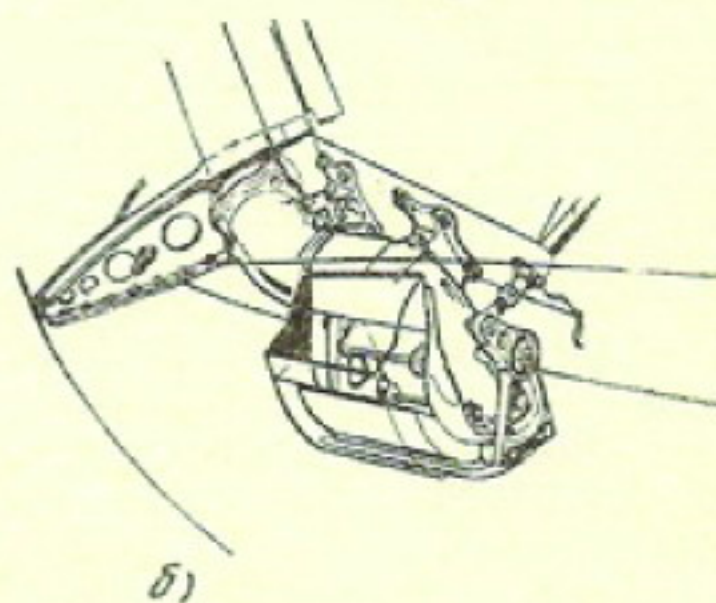
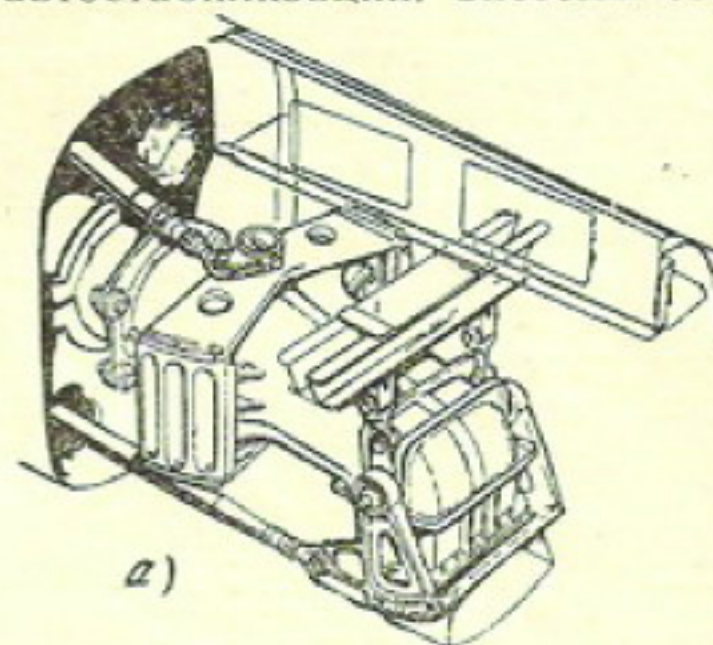
Отбор от двигателя излишне больших количеств воздуха высокого давления приводит к нежелательным эффектам, например к перегреву турбины, и значительным потерям тяги в режиме вертикального взлета. Следовательно, отбор воздуха должен быть минимальным.

Двигатель имеет значительную тепловую инерцию, и поэтому в течение коротких периодов времени допускаются значительно увеличенные расходы воздуха. Продолжительность режима работы на номинальной тяге 30 сек вполне достаточна для осуществления вертикальной посадки. Продолжительность работы на номинальном режиме имеет

более важное значение при посадке, чем при взлете, так как при посадке необходимо погасить горизонтальную скорость, устранить снос и обеспечить точную траекторию снижения на минимальную площадку. Чтобы обеспечить необходимый запас тяги на преодоление влияния турбулентности и подсоса воздуха и других нежелательных воздействий при полете на режиме висения, необходимо иметь 10—15%-ный запас тяги с тем, чтобы обеспечить вес самолета при вертикальном взлете порядка 7200 кгс.

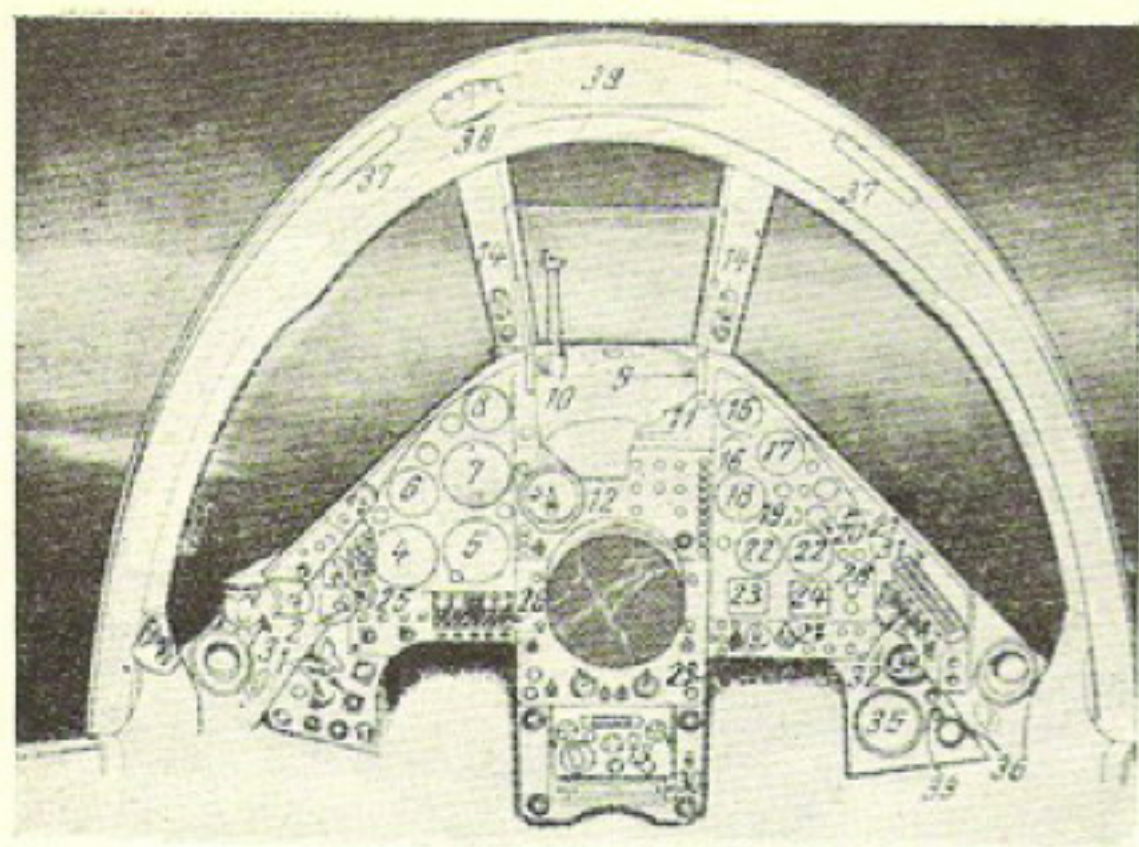
На самолете не предусмотрена установка автопилота. Назначение самолета и небольшая продолжительность полетов исключают необходимость применения автопилота, но его отсутствие заставляет летчика управлять самолетом в течение всего полета.

Однако ВВС Англии требуют установки недублированной автостабилизирующей системы по тангажу и крену не потому, что самолет имеет плохие характеристики управляемости, а исключительно для облегчения работы летчика. Почти все 10 000 взлетов и посадок на самолете P.1127 были выполнены без автостабилизации. Системы стабилизации



а—клапаны реактивного управления по рысканию и тангажу. Верхняя тяга для управления по рысканию, нижняя — по тангажу;
б—система управления по крену, смонтированная на конце левого крыла. Справа подходит тяга от элерона;
в—схема работы клапанов управления по крену

Фиг. 4. Детали системы реактивного управления



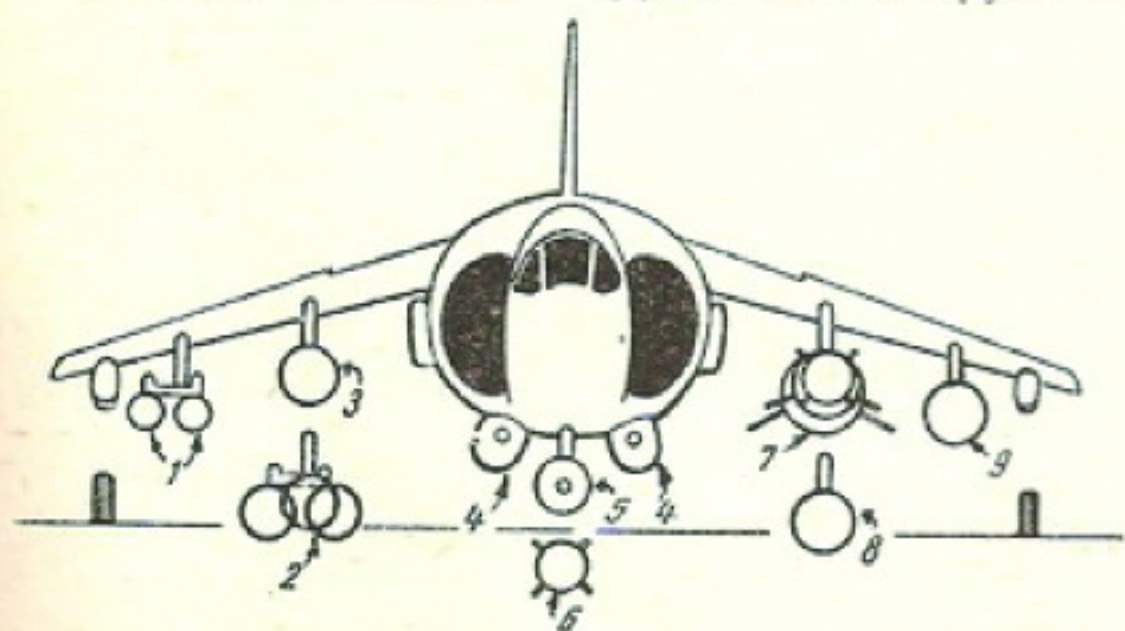
1—селекторные переключатели шасси; 2—панель управления разведывательным оборудованием; 3—резервный компас; 4—указатель скорости; 5—авиагоризонт; 6—вариометр; 7—высотометр; 8—указатель угла атаки; 9—указатель поворота и скольжения; 10—внешний указатель поворота и скольжения; 11—ручка открывания фонаря; 12—навигационный индикатор, вычислитель и блок управления; 13—пульта управления радиооборудованием; 14—сигнальные лампы; низкий уровень топлива (левые и правые баки), кнопка включения системы пожаротушения; 15—термометр выхлопных газов; 16—указатель положения лопаток направляющего аппарата; 17—тахометр; 18—акселерометр; 19—указатель положения сопел; 20—указатель положения реактивных сопел; 21—указатель положения стабилизатора; 22—указатель уровня топлива (левые и правые баки); 23—указатель остатка топлива; 24—расходомер; 25—панель вооружения; 26—указатель сбрасывания оружия; 27—управление навигационным оборудованием; 28—переключатели топливной системы; 29—замок педалей; 30—регулировка педалей; 31—панель сигнализации; 32—пульта управления радиоаппаратурой; 33—переключатели переменного и постоянного тока; 34—индикатор привода; 35—индикатор системы «TACAN»; 36—вольтметр; 37—ручка аварийного сбрасывания фонаря; 38—часы; 39—зеркало обзора задней полусферы

Фиг. 5. Главная приборная доска. В центре экран прицельно-навигационной системы с движущимся изображением карты

по тангажу и крену обеспечивают автоматически демпфирование колебаний высокой частоты наряду со стабилизацией пространственного положения, что значительно облегчает управление самолетом в сложных метеорологических условиях.

Самолет снабжен катапультируемым сиденьем Мартин-Бейкер 9А Mk.1 с комбинированным стреляющим механизмом, обеспечивающим спасение летчика при скорости снижения 30 м/сек и на стоянке.

Современный истребитель-бомбардировщик немислим без прицельно-навигационной системы. На самолете «Харьер» используется система следования рельефу местности Ферранти, в которую входят

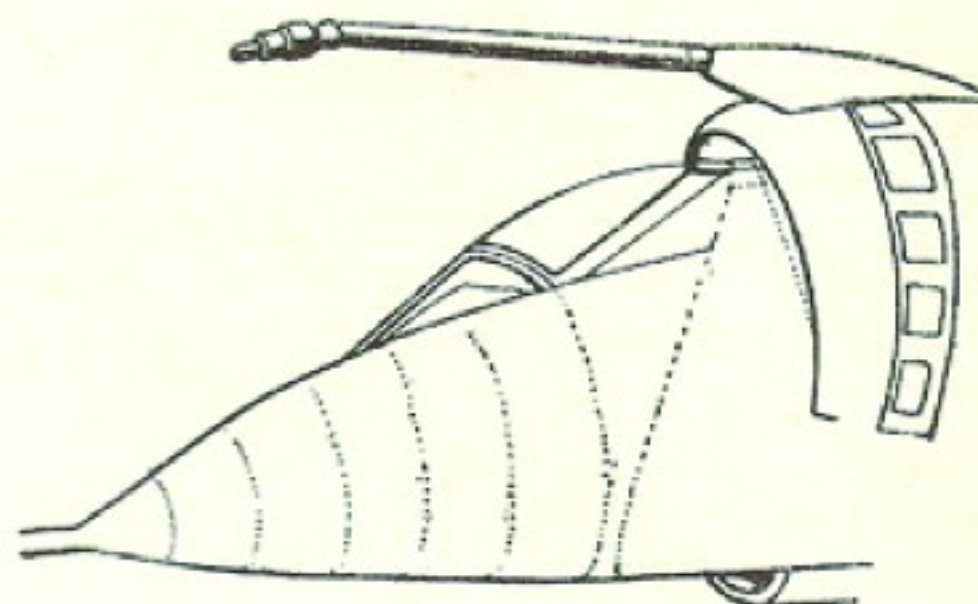


1—две осветительные ракеты (на любом пилоне, кроме центрального); 2—два контейнера с 116 РС (только на внутренних пилонках) или один контейнер с 116 РС; 3—контейнер с 155 РС; 4—контейнер с пушкой «Аден»; 5—контейнер с разведывательным оборудованием; 6—одна бомба 450 кгс на центральном пилоне (вместо контейнера с пушкой); 7—одна бомба 450 кгс или один напалмовый бак емкостью 450 л (только на внутренних пилонках); 8—кассета с бомбами весом 250 кгс (на любом пилоне); 9—пусковая установка с 117 РС (на любом пилоне)

Фиг. 6. Варианты боевой нагрузки самолета «Харьер»

лит инерциальная платформа, выдающая информацию о положении самолета в навигационный вычислитель. Сигналы вычислителя приводят в действие индикатор, на экране которого проецируется движущаяся карта местности (фиг. 5). В этом индикаторе применяют 35-миллиметровые цветные кадры обычных аэронавигационных карт, которые протягиваются перед коллиматорными линзами с помощью электромеханического планшета так, что сетка в центре экрана показывает мгновенное положение самолета. Движущаяся карта может быть стабилизирована либо по Северу, либо по линии пути. Широта и долгота (также выдаваемые платформой и вычислителем текущего местоположения самолета) могут быть при необходимости показаны на экране индикатора.

Координаты ряда ориентиров, которые используются при навигации в полете по маршруту, вводятся в систему перед взлетом. Поскольку на самолете не применяется дальномерное оборудование, точность прицеливания зависит, до некоторой степени, от скорости ухода инерциальной платформы, поэтому предусматривается возможность получения информации о текущем местоположении самолета, обеспечиваемой с помощью координат, определяемых в продолжение всего полета.

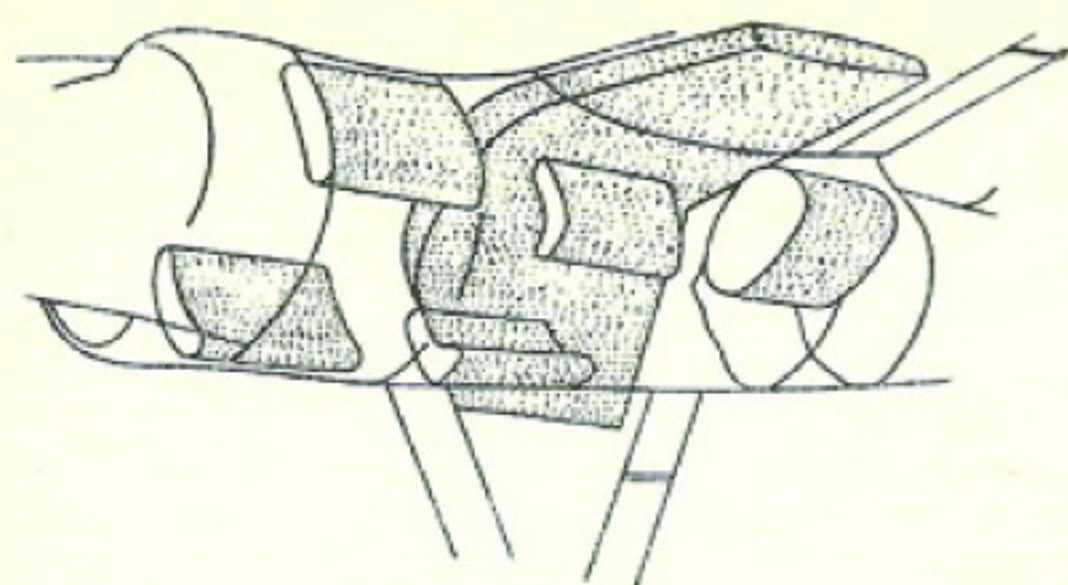


Фиг. 7. Приемник системы заправки топливом в полете. Устанавливается для перегоночного полета

Впервые на самолете ВВС Англии используется система индикации наиболее важных летных данных на лобовом стекле. На лобовом стекле отображаются скорость, высота, показания командного авиагоризонта, положение планок авиагоризонта и команды прицеливания оружия, коллимированные в бесконечность.

На самолете имеется семь точек подвески боевой нагрузки: четыре — под крылом и три — под фюзеляжем. Все пилоны снабжены спаренными подвесками с отстреливающими устройствами. Внутренние пилоны могут нести по 680 кгс, а внешние по 340 кгс (фиг. 6). На узлах подвески может быть подвешен любой тип оружия, установленный требованиями НАТО для данного класса самолетов. На эти же узлы могут быть подвешены топливные баки. Перегоночная дальность с подвесными баками 3700 км и может быть увеличена при использовании заправки топливом в полете. Для этой цели на воздухозаборнике устанавливается соответствующий приемник (фиг. 7). Емкость внутренних баков около 2950 л (фиг. 8).

Несъемное пушечное вооружение на самолете «Харьер» не предусмотрено. Фирма Хоукер разра-



Фиг. 8. Расположение внутренних топливных баков общей емкостью 2950 л

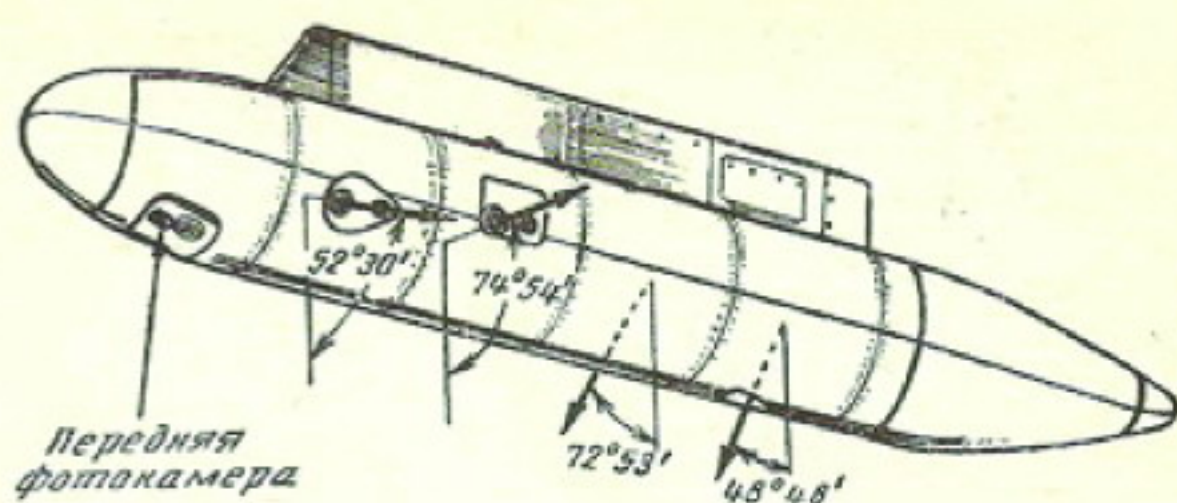
ботала контейнер для пушки «Аден» калибром 30 мм. Два таких контейнера могут быть подвешены на узлах подвески грузоподъемностью 225 кгс, расположенных на нижней поверхности фюзеляжа.

Узел подвески, расположенный по оси фюзеляжа, рассчитанный на нагрузку 680 кг, может нести разведывательный контейнер, в котором могут быть размещены пять фотоаппаратов (фиг. 9). На фиг. 10 приведена компоновочная схема самолета «Харриер» (см. стр. 22—23).

При выполнении задачи по поддержке наземных войск самолет должен базироваться на прифронтовом аэродроме выгрузки транспортных самолетов средней дальности. С этого аэродрома самолет должен летать с максимальным запасом топлива и максимальной боевой нагрузкой до линии передового охранения на расстояние до 320 км под управлением местного армейского командования. Самолет полностью автономен, никакого наземного оборудования и дополнительного обслуживающего персонала в помощь летчику не требуется. Самолет можно эксплуатировать с любого грунта, однако в случае наличия камней и щебня целесообразно применять взлет с разбегом или использовать переносные покрытия.

Самолет должен находиться в постоянной боевой готовности в течение определенного времени. При взлете по тревоге для выполнения боевой задачи по непосредственной поддержке наземных войск самолет взлетает вертикально и летит к цели на малой высоте на расстояние примерно 130 км. После нанесения удара самолет возвращается обратно на аэродром базирования.

Эта боевая задача предусмотрена для самолета с той целью, чтобы использовать его конструктивные особенности и ценные свойства.



Фиг. 9. Контейнер с фоторазведывательным оборудованием

На двухместном самолете сиденья летчиков расположены тандем. Это достигнуто благодаря добавлению к фюзеляжу дополнительной секции непосредственно перед крылом. Хвостовой клапан системы реактивного управления расположен на конце штанги, которая на 1,8 м выступает сзади фюзеляжа двухместного самолета, чтобы обеспечить такую же эффективность управления, как и у одноместного самолета, и сохранить положение ц. т.

Предполагают, что самолет «Харриер» найдет широкий сбыт во многих странах. Если цена самолета «Харриер» не будет значительно превышать стоимость самолетов подобного назначения, не обладающих такими уникальными свойствами, он получит огромный рынок сбыта.

В настоящее время осуществляется подготовка к серийному производству самолетов «Харриер». На серийный самолет предполагают установить форсированный вариант двигателя «Пегас». Это, конечно, не приведет к достижению сверхзвуковой скорости, но дополнительная мощность позволит улучшить взлетно-посадочные характеристики как при вертикальном взлете, так и взлете с разбегом.

Характеристика самолета	
Размах крыла	7,7 м
Длина самолета	14,1 м
Площадь крыла	18,7 м ²
Силовая установка:	
ТРДД Бристоль Сиддли «Пегас» 101	
Максимальная статическая тяга	8620 кгс
Вес пустого самолета	5440 кг
Максимальный вес:	
при вертикальном взлете	7260 кг
при взлете с разбегом	9980 кг
Радиус действия	925 км
Максимальное число М без внешних подвесок	1,25
M. Wilson. Harrier-World's First Finned-Wing V/STOL Weapons Systems.	

Flight № 3060.

Референт Р. Д. Иванов

8620.7260/118
13600
6990

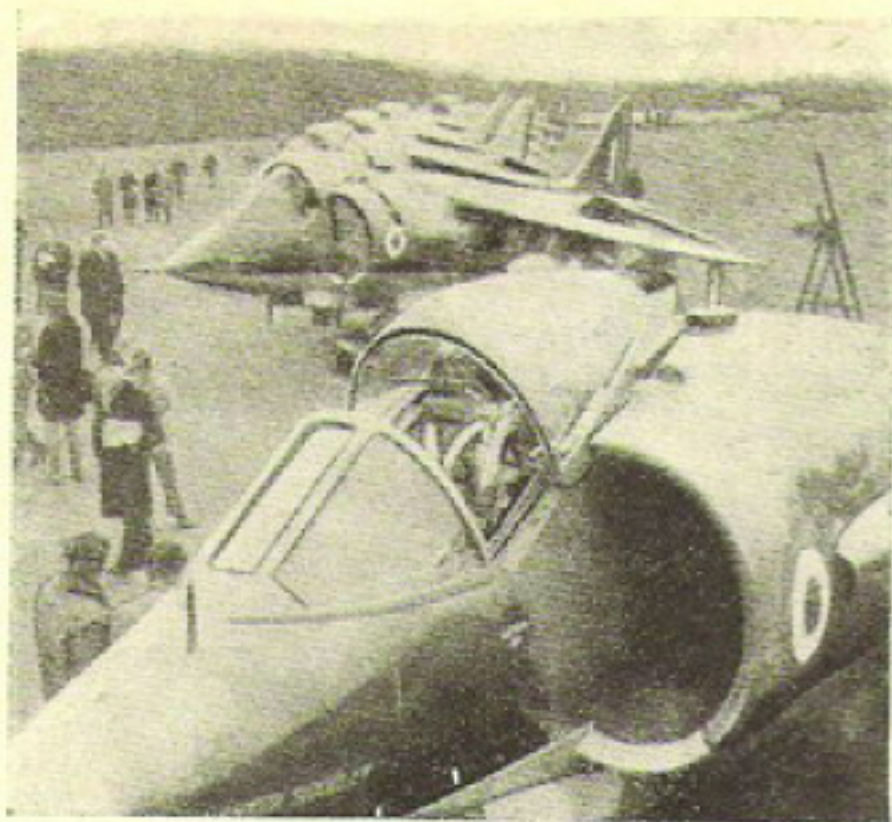
УДК 629.735.33.014.16(420) Хоукер Сиддли «Харриер»

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ ХОУКЕР СИДДЛИ «ХАРИЕР»

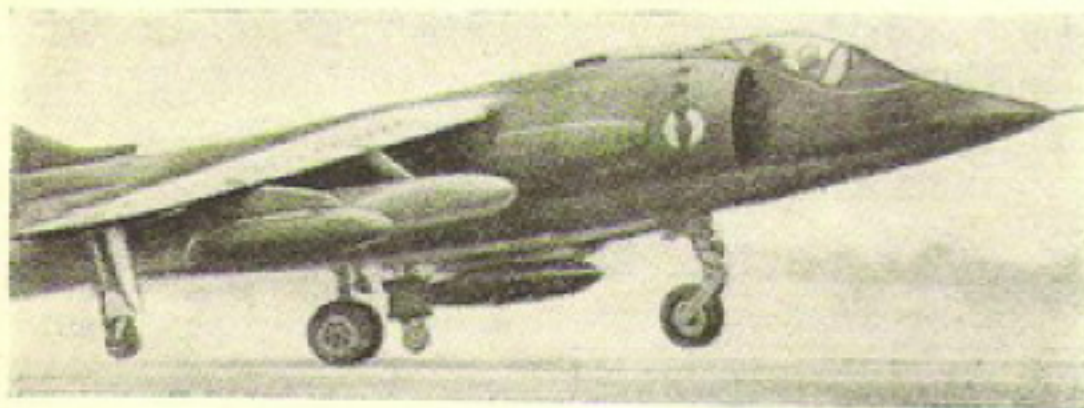
Фирма Хоукер Сиддли 4 января 1968 г. организовала в Дансфолде показ семи истребителей-бомбардировщиков «Харриер» (фиг. 1). Были проведены демонстрационные полеты четырех самолетов с различными вариантами боевой нагрузки. Производились взлеты с коротким и обычным разбегом и вертикальные взлеты и посадки (фиг. 2 и 3). Бы-

ло показано несколько полетов на переходных режимах. Самолеты показали хорошую управляемость.

По неофициальным данным, тяга ТРДД Бристоль Сиддли «Пегас» 101, установленного на самолете «Харриер», 8700 кгс. Фирма Бристоль Сиддли наметила программу увеличения тяги двигателя на



Фиг. 1. Самолеты «Харриер»



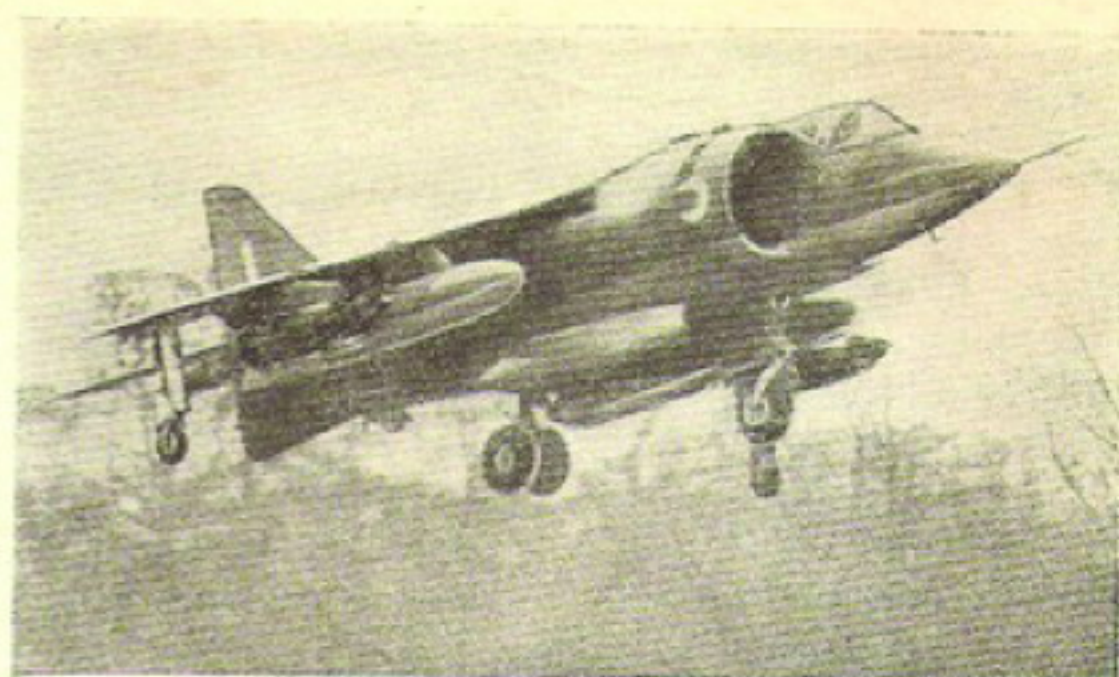
Фиг. 2. Предсерийный самолет «Харриер» GR.1 совершает взлет с коротким разбегом. На подфюзеляжном пилоне подвешена бомба весом 450 кгс, на внутренних подкрыльевых пилонах подвешены два сбрасываемых бака емкостью по 450 л, а на внешних — сбрасываемые контейнеры с РС SNEB калибром 68 мм

10%. На первом этапе предусматривают увеличить на 50% расход впрыскиваемой в двигатель воды, что обеспечит увеличение тяги на 5%. На втором этапе предусматривается установка на двигатель нового вентилятора, в результате чего массовый расход воздуха увеличится со 190 до 218 кгс/сек. Предполагают, что применение такого вентилятора также увеличит тягу на 5%. Испытания этого вентилятора намечено провести летом 1968 г. По заявлению фирмы, при соответствующем финансировании усовершенствованные двигатели могут поступить в эксплуатацию в 1970 г. При увеличении тяги двигателя на 15% экономическая эффективность самолета возрастет вдвое.

Самолет «Харриер» может заправляться топливом в полете от самолета-заправщика «Виктор» на высоте полета до 12 000 м.

Ожидают, что в начале эксплуатации боевая нагрузка самолета «Харриер» будет 2270 кгс и в процессе доводки может быть увеличена.

Опытные самолеты «Харриер» производили полеты с пяти кораблей и, в частности, с вертолет-



Фиг. 3. Самолет «Харриер» с подвешенным разведывательным контейнером и контейнерами РС совершает вертикальный взлет

ной площадки итальянского крейсера размером 15 × 30 м. Предполагают, что самолет сможет производить посадки на палубы кораблей при килевой и бортовой качке. Фирма считает, что самолеты «Харриер» найдут широкое применение во флотах, не имеющих авианосцев. На 22 опытных самолетах P.1127 «Кестрел» и «Харриер» летали 40 летчиков, которые совершили свыше 10 000 взлетов и посадок.

Фирма Хоукер получила заказ на производство 60 боевых самолетов. Первый серийный самолет «Харриер» GR.1 совершил первый полет 28 декабря 1967 г. Кроме того, было объявлено, что утверждена программа разработки двухместного учебно-тренировочного самолета, получившего обозначение T.2. Первый полет учебно-тренировочного самолета намечен на конец 1968 г. Предполагают, что ВВС Англии закажут 10 самолетов T.2. Учебно-тренировочный самолет будет нести те же варианты нагрузки, что и боевой самолет. Фирма заявила, что стоимость самолета «Харриер» первой серии 0,75—1,0 млн. фунтов стерлингов. Это примерно на 15% превышает стоимость обычного самолета такого же типа. Однако фирма считает, что благодаря высокой боевой эффективности таких самолетов потребуется меньше, поэтому общий экономический эффект при применении вертикально взлетающих самолетов, по-видимому, будет большой. Предполагают, что экспорт самолетов «Харриер» может быть начат в 1970 г.

Большой интерес к самолету проявляют Израиль и ФРГ. Предполагают, что Израиль может заказать 60 боевых самолетов.

R. R. Rodwell. Harrier Development Displayed and Exportability Expounded.

Flight № 3070.

Референт Р. Д. Иванов

Исследовательская программа, проводимая армией США, имеет целью снизить на 95% опасность возникновения пожара на самолете благодаря применению нейлоновых топливных баков, улучшенных протектирующих материалов и желеобразных топлив.

Новые баки в течение 6 месяцев будут установлены на вертолетах и применены во Вьетнаме. При испытании баков из нейлоновой ткани, имеющей обозначение ARM-201, было установлено, что при сбрасывании баков на острый клин с

высоты до 7,6 м они не получали повреждений, в то время как обычные баки повреждались при падении с высоты 1,5 м. Покрытие бака коагулянтном ARM-024 снижает потери топлива при простреле бака снарядом калибром 12,7 мм со 150 л (для стандартного протектированного бака) до 0,1 л. Ведутся также работы по эмульгируемым топливам пенообразной консистенции, которые смогут снизить скорость распространения пламени в топливе JP-4 на 90%.

Interavia № 6462.

БОРТОВАЯ КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

В течение третьего квартала 1967 г. ВВС США намечали объявить конкурс предложений на разработку системы AIDS (Aircraft Integrated Data System) — первой бортовой комплексной системы обработки данных для бомбардировщика Боинг В-52. Система предназначается для мгновенного контроля (с помощью вычислителя) всех бортовых систем, от работы которых зависит боевая эффективность самолета и успешная организация технического обслуживания.

ВВС США ожидают, что ежегодная экономия вследствие уменьшения времени на техническое обслуживание и увеличения сроков службы оборудования выразится в нескольких миллионах долларов. При успешной реализации программы время простоя самолета В-52, связанное с техническим обслуживанием, будет сокращено на 40%. В настоящее время для самолета В-52 требуется 2 час технического обслуживания на земле на каждый час полета.

Ожидается значительное сокращение работ по техническому обслуживанию за счет исключения ненужных операций. По данным ВВС, в настоящее время около 30% узлов, демонтируемых для проверки, не требуют ремонта.

Экономия, которую могут получить ВВС от использования системы AIDS, демонстрируется результатами исследования, проведенного для 250 военно-транспортных самолетов Локхид С-141, которое показало, что ежегодная экономия составит около 60—70 млн. долларов. В пересчете на срок службы самолета эта экономия огромна.

Двадцатимесячная программа по системе AIDS для самолета В-52Н будет выполняться в три этапа.

Официально объявлено, что программа имеет целью определить пригодность системы AIDS для повышения боевой эффективности самолетов и эффективности их технического обслуживания, а также выявить возможности использования системы на самолете Джеренал Дайнемикс FB-111 и пилотируемом стратегическом бомбардировщике АМСА. Кроме того, намечается исследовать возможность установки системы на самолеты В-52Н.

Одновременно с выполнением этой программы будет изучаться применимость концепции AIDS к истребителям.

Первый этап программы по разработке системы AIDS для самолета В-52Н включает проектные изыскания и проектирование системы. Второй этап предусматривает демонстрацию основного опытного варианта. В третьем этапе будут рассматриваться подсистемы, которых не будет в основном опытном варианте, но которые впоследствии будут включены в усовершенствованный вариант системы.

Самолет В-52Н был выбран для испытаний системы AIDS по следующим причинам: во-первых, самолет представляет собой сложную систему оружия, включающую все типы подсистем, которые, по мнению ВВС, желательно проверить на совместимость с системой AIDS, во-вторых, самолет В-52Н,

оснащенный системой обнаружения неисправностей и регистрации параметров MADREC (Malfunction and Detection Recording), имеет основные линии проводки и аппаратуру, необходимые для системы AIDS.

Система MADREC на самолете В-52 регистрирует 200 параметров системы бомбометания и навигации и обеспечивает для целей технического обслуживания индикацию характеристик подсистем с помощью осциллографов. Система AIDS должна обеспечивать информацию трех видов: визуальную, печатную текстовую и на магнитной ленте.

Требуемые виды индикации будут определяться эксплуатационными функциями самолета. Визуальная индикация необходима для предполетного и послеполетного технического обслуживания, а также для обслуживания, проводимого во время полета, и для проверки состояния всей системы в реальном масштабе времени. На сложных самолетах для обеспечения быстрого обслуживания на земле необходима выдача четкой текстовой информации, так как обработка информации во время стоянки даже при наличии соответствующего оборудования увеличивает простой самолета. Регистрация на магнитной ленте необходима для анализов данных за длительный промежуток времени и должна по форме соответствовать стандартному наземному вычислительному оборудованию.

Система AIDS будет состоять из датчиков, преобразователей, дистанционных блоков приема сигналов, блоков обработки сигналов, множительных устройств, центральных блоков адресации, вычислителя, печатающего устройства, индикаторов, системы звуковой сигнализации и записывающих устройств.

Несмотря на то что система AIDS предназначена в основном для повышения эксплуатационной эффективности самолета и эффективности технического обслуживания путем снижения времени простоя, обеспечения своевременного ремонта и повышения безопасности полета, все же узлы системы могут использоваться и для других целей, например регистрации данных о выполнении задания, нагрузок в полете и параметров полета при катастрофах, а также для оценки работы экипажа. Применение системы AIDS считается более прогрессивным подходом к решению проблемы предотвращения катастроф, так как оно дает возможность использовать регистрируемые данные в повседневной работе вместо того, чтобы анализировать записанную информацию после летного происшествия в период расследования причин.

На втором этапе программы исследований по самолету В-52Н будут, несомненно, рассматриваться системы бомбометания и навигации, обслуживаемые системой MADREC. Вероятнее всего, в основной опытный вариант будут включены подсистемы двигателей и вспомогательное электронное оборудование. Программа будет сконцентрирована на системах, требующих больших затрат по техническому обслуживанию, с тем чтобы определить, какие из этих систем можно контролировать.

Двигатели самолета В-52 обладают высокой надежностью и их техническое обслуживание не считается сложной проблемой, но они могут быть включены во второй этап программы с целью проверки концепции системы AIDS и ее применимости к истребителям.

ВВС США надеются, что к концу второго этапа программы объем полученной информации будет достаточным для определения целесообразности модификации всего парка самолетов В-52Н. Может быть рассмотрен также вопрос о модифицировании ранних вариантов самолета В-52. Особое внимание обращается на исключение насколько возможно избыточной информации и на обработку возможно большего количества данных на борту самолета при малых затратах с целью обеспечения бригад технического обслуживания наиболее подробной информацией.

К концу третьего этапа программы ВВС рассчитывают получить технические условия на серийные образцы системы AIDS для всех типов бомбардировщиков. В технических условиях будет указан тип оборудования, необходимого для оснащения системой AIDS таких самолетов, как FB-111 и AMSA.

В конечном счете наибольшая выгода при использовании системы AIDS может заключаться в возможности обнаруживать ухудшение характеристик определенных подсистем, в частности двигателей, если речь идет об истребителях, для которых выход из строя силовой установки означает потерю самолета. Обнаружение неполадок в менее важных системах позволит предотвратить повреждения, обычно называемые «второстепенными».

Исследования показали, что концепция AIDS слишком сложна для разработки ее применительно ко всем типам самолетов в пределах одной программы. Поэтому было решено разрабатывать систему для бомбардировочной авиации и одновременно вести лабораторные исследования применительно к истребительной авиации.

При разработке системы AIDS следует прежде всего учитывать тип самолета, для которого предназначена система, и основные концепции по эксплуатации и техническому обслуживанию, принятые различными командованиями в составе ВВС.

Самолеты командования стратегической авиации почти всегда возвращаются на свои базы, отлично оснащенные для технического обслуживания. Для самолетов командования тактической авиации характерны массовые вылеты, самолеты

не всегда возвращаются на базы, хорошо оснащенные для технического обслуживания.

Вполне возможно, что командование тактической авиации представит свои требования по системе AIDS для самолета F-111A. Полагают также, что командование военно-транспортной авиации планирует разработать требования по системе AIDS для самолета Локхид С-141. Фирма Локхид по собственной инициативе представила ВВС США предложения по использованию системы AIDS на этом самолете. Согласно этому предложению, расходы на переоборудование парка в 250 самолетов составят около 80—100 млн. долларов, но, как упоминалось выше, это позволит сэкономить только за один год около 60—70 млн. долларов благодаря уменьшению количества испытательного оборудования, исключению ненужных операций по техническому обслуживанию и повышению готовности самолетов.

Интересные перспективы открываются в связи с возможностью установки системы AIDS на гражданских транспортных реактивных самолетах. Возможно, что первым самолетом с системой AIDS будет самолет Боинг 747 или гражданский вариант самолета Локхид С-5А. Другие реактивные самолеты, находящиеся сейчас в эксплуатации или подготавливаемые к эксплуатации, тоже могут быть оснащены системой AIDS, если экономия, возможная за оставшийся срок службы, оправдает расходы по переоборудованию самолетов.

Фирма Боинг предполагает установить систему AIDS на первых двух сверхзвуковых пассажирских самолетах. Впоследствии система будет устанавливаться по требованию компаний авиалиний. В этой связи можно указать, что фирма Моторола разрабатывает систему AIDS, предназначенную для сверхзвуковых пассажирских самолетов и проектируемых сейчас больших реактивных самолетов типа воздушных автобусов.

Разработка всех этих программ будет зависеть в определенной степени от результатов работ, проводимых по проектам «ограниченных» систем AIDS. Например, к июню 1967 г. фирмой Гэррет Эрисерч была завершена демонстрация возможности создания системы анализатора данных двигателей по программе EASY (Engine Analyzer System); для испытаний, проводившихся по этой программе в течение года, использовались 18 самолетов Рипаблик F-105 и 18 самолетов Мак Доннелл-Дуглас F-4.

W. A n d r e w s. Air Force Expects Big Gains From AIDS. Technology Week, 26/VI 1967.

Референт В. И. Анциферов

УДК 629.7.048(420)

АНГЛИЙСКОЕ КИСЛОРОДНОЕ И ЗАЩИТНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ СНАРЯЖЕНИЕ

В английском институте авиационной медицины разрабатывается стандарт на самолетные кислородные системы, в котором предлагается установить следующие зоны высоты:

Максимальная высота, на которой без кислородного питания не наблюдается заметных нарушений ночного зрения 1200 м
 Максимальная высота, на которой без кислородного питания не наблюдается заметных нарушений работоспособности летчика 2400 м

Высота, выше которой наблюдаются декомпрессионные расстройства 5500 м
 Максимальная высота, выше которой декомпрессионные расстройства быстро усиливаются через 10 мин 7600 м
 Максимальная высота, на которой при использовании чистого кислорода могут поддерживаться условия дыхания на уровне моря 10000 м
 Максимальная допустимая высота без системы дыхания кислородом с избыточным давлением 12000 м

Максимальная высота, с которой может быть произведено быстрое снижение при использовании хорошо подогнанной кислородной маски с избыточным давлением и условии, что высота 12 000 м достигается не более чем через 2 мин . 15000 м

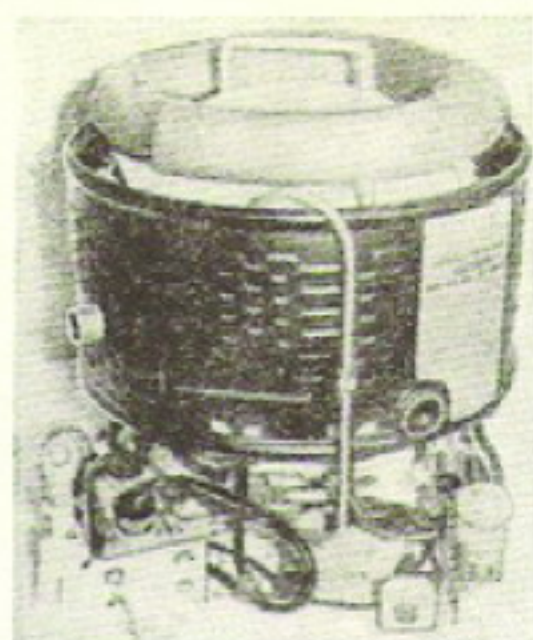
Предельная высота, выше которой обязательно применение высотного костюма, тип которого зависит от длительности пребывания на данной высоте 15000 .

С 1950 г. в английских ВВС начали применяться кислородные приборы типа «легочный автомат». С 1957 г. началось использование жидкостнокислородных систем, которые в 1967 г. были установлены или устанавливались на следующих самолетах ВВС и флота: «Нэт», «Си Виксн», «Лайтнинг», «Бакэнир», «Аргоси» С.1, «Комета» 4С, «Белфаст», Авро 748 MF, «Домини» (HS.125), VC.10 (военный вариант), P.1127, HS.801, «Харниер», «Фантом», «Геркулес» и «Ягуар». Жидкий кислород перед поступлением в кислородный прибор испаряется в обогреваемом змеевике газификатора. Количество жидкого кислорода измеряется при помощи емкостных датчиков. Для снабжения самолетов жидким кислородом служат передвижные аэродромные заправщики. Фирма Бритиш Оксиджен выпускает жидкостнокислородные заправщики емкостью 72 л на четырехколесном автоприцепе и для НАТО — заправщики емкостью 185 л на автоприцепе с допустимой скоростью буксировки 48 км/час; оба заправщика имеют самогерметизирующиеся муфты для подключения к бортовым газификаторам. Та же фирма строит цистерны емкостью 2270 л для хранения жидкого кислорода на аэродромах.

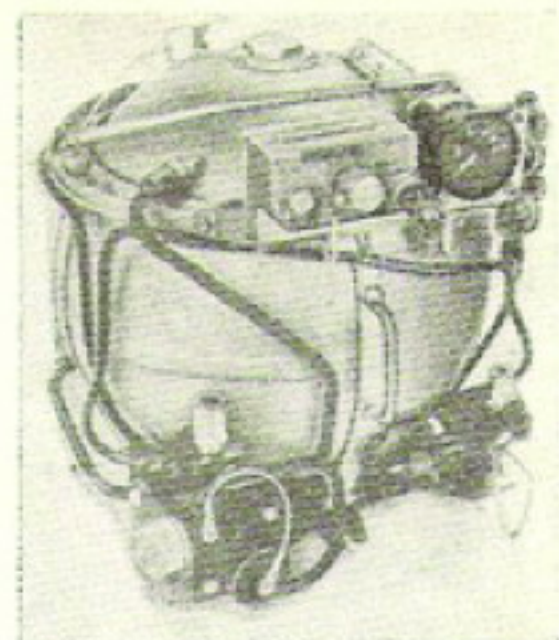
В 1964—1967 гг. были разработаны съемные бортовые газификаторы и заправочные стенды, на которых можно заполнять жидким кислородом четыре бортовых газификатора одновременно. Такие стенды фирмы Бритиш Оксиджен в 1967 г. уже эксплуатировались в ВВС флота и, по-видимому, будут использованы и ВВС.

Жидкостнокислородные системы дают значительную экономию по габаритам и весу. Самый малый газификатор емкостью 3,5 л содержит такой же запас кислорода, как почти четыре баллона емкостью по 7,5 л с газообразным кислородом под давлением 127 кгс/см², и весит в четыре раза меньше. Наиболее крупный газификатор емкостью 30 л, установленный на самолете VC.10, обеспечивает еще большую экономию веса. Кроме того, жидкий кислород находится под меньшим давлением, чем газообразный, что снижает опасность пожара и взрыва при обстреле самолета. На самолетах, оборудованных кислородными приборами, рассчитанными на системы с газообразным кислородом, давление в жидкостнокислородной системе 10,5 кгс/см², но в будущем предполагается применять рабочее давление не более 5 кгс/см². Фирма Бритиш Оксиджен выпускает газификаторы емкостью 3,5 л, блоки из двух газификаторов по 3,5 л, блоки и переносные газификаторы емкостью 10 л (фиг. 1), устанавливаемые на самолетах «Бакэнир» 1 и 2, и газификаторы емкостью 25 л с соответствующими клапанами и измерительными устройствами. Фирма Нормалэр поставляет газификаторы емкостью 3,5, 5, 10 (фиг. 2) и 30 л в виде съемных или стационарных бортовых блоков.

В гражданской авиации используется преимущественно газообразный кислород. Экономия в ве-



Фиг. 1. Переносный бортовой газификатор жидкого кислорода емкостью 10 л фирмы Бритиш Оксиджен с быстродействующим разъемом и системой стабилизации

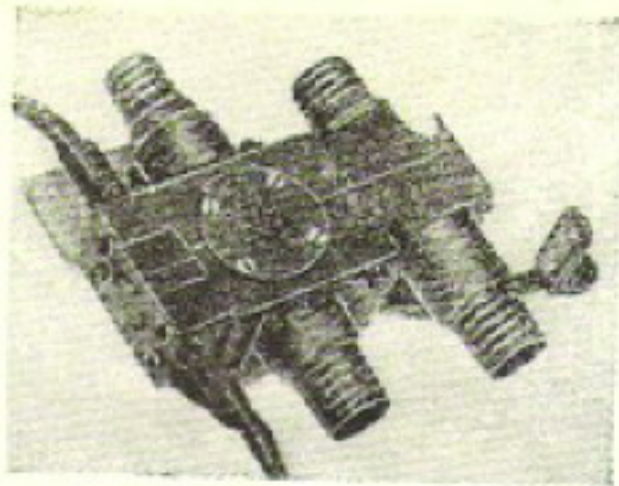


Фиг. 2. Бортовой газификатор жидкого кислорода емкостью 10 л фирмы Нормалэр для самолета HS.125

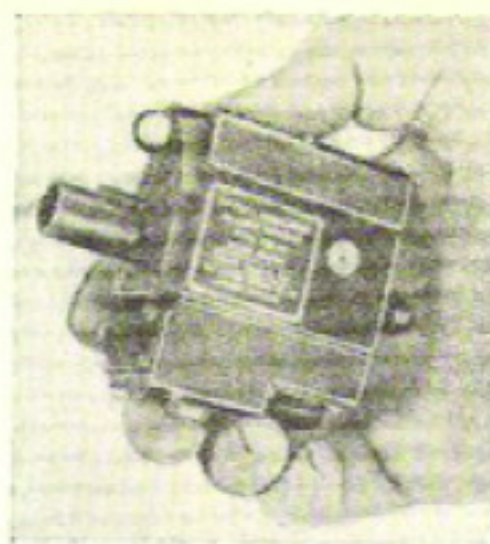
се не играет тут такой важной роли, как в военной авиации, тем более что имеются легкие баллоны для газообразного кислорода под высоким давлением, хотя и недостаточно прочные для военных самолетов в условиях обстрела, но вполне пригодные для гражданских самолетов. Кроме того, на гражданских аэродромах сейчас отсутствуют средства заправки жидким кислородом. Администрация аэропортов возражает против заправки жидким кислородом самолетов на тех же площадках, где производится заправка топливом, но это возражение отпадает в случае использования съемных бортовых газификаторов и стендов для заправки их жидким кислородом на достаточном удалении от топливозаправочных пунктов. В гражданской авиации с жидким кислородом конкурирует «твердый кислород», т. е. свечи из хлората натрия или калия (применяемые на подводных лодках), при горении которых выделяется кислород и другие легко отделяемые от него газы. Хотя с точки зрения экономии веса эти свечи не выгоднее жидкого кислорода, они удобнее для хранения.

По мнению английских специалистов, не следует дышать чистым кислородом в течение всего полета. На малых высотах при больших перегрузках дыхание чистым кислородом вызывало у некоторых летчиков боли в груди и ушах. Поэтому кислородные приборы типа «легочный автомат» подают в маску кислород с примесью воздуха. Степень разбавления кислорода воздухом автоматически уменьшается с увеличением высоты; с высоты около 10 000 м питание осуществляется чистым кислородом. Однако на палубных самолетах во время взлета и посадки используется чистый кислород на случай затопления самолета. Чистый кислород должен использоваться и при полете в зараженной или загрязненной атмосфере.

Все английские боевые самолеты оснащены аварийной кислородной системой, обеспечивающей питание кислородом до снижения на безопасную высоту. Баллон и прибор аварийной системы крепятся на катапультируемом сиденье или на подвесной системе парашюта. Подача кислорода начинается автоматически при покидании самолета или с помощью специальной ручки. На современных самолетах стараются размещать кислородные приборы ближе к потребителям, чтобы уменьшить длину



Фиг. 3. Общий разъем коммуникаций MSC.3 фирмы Хаймэтик



Фиг. 4. Малогабаритный кислородный прибор фирмы Бритиш Оксиджен



Фиг. 5. Быстронадеваемая кислородная маска фирмы Бритиш Оксиджен для пассажиров

соединительных шлангов. Например, на самолете «Лайтнинг» основной и аварийный кислородные приборы смонтированы на сиденьи. При отказе основного прибора подача кислорода может производиться через аварийный прибор с помощью общего разъема коммуникаций личного снаряжения летчика. Общий самогерметизирующийся разъем MSC.3 фирмы Хаймэтик показан на фиг. 3. Он позволяет быстро отсоединить электропроводку микротелефона и системы обогрева лицевого щитка шлема и шланги подачи кислорода и воздуха.

За последнее время в Англии разработаны малогабаритные кислородные приборы типа «легочный автомат» с сервоприводом, облегчающие дыхание и обеспечивающие быстрое изменение расхода кислорода. Еще в 1964 г. были выпущены новые технические условия на кислородные маски, приборы и шланги; эти условия разработаны на основе динамических характеристик, определяемых быстротой реакции на изменения потребного расхода кислорода. Для получения необходимых характеристик потребовалось уменьшить длину шлангов и использовать сервопривод.

Фирма Бритиш Оксиджен по собственной инициативе разработала малогабаритный кислородный прибор MR 10 типа «легочный автомат» с подсосом воздуха, пригодный для высот до 21 км, имеющий вес 128 гс и монтируемый на костюме летчика или на сиденьи (фиг. 4). Главный мембранный клапан этого прибора имеет диаметр менее 25 мм, снабжен мелкими калиброванными отверстиями и обеспечивает большой подсос воздуха при малом расходе кислорода. В то же время клапан хорошо работает при больших расходах кислорода. Индикатор потока кислорода снят с прибора и заменен датчиком в питающей линии. Малогабаритными кислородными приборами будут оснащены летчики самолетов «Фантом», «Харриер», HS. 801 и «Ягуар». В 1967 г. фирмой Бритиш Оксиджен по заказу английского министерства техники изготовлялся серийно кислородный прибор MR 10, а также изготовлялся по лицензии в США (фирмой Аро Файруайр) и Франции (фирмой Интертекник). На базе прибора MR 10 разработан регулятор MG 10 для питания кислородом противоперегрузочных костюмов. Фирма Бритиш Оксиджен выпускает также миниатюрный прибор F 2700, монтируемый на шлеме или маске.

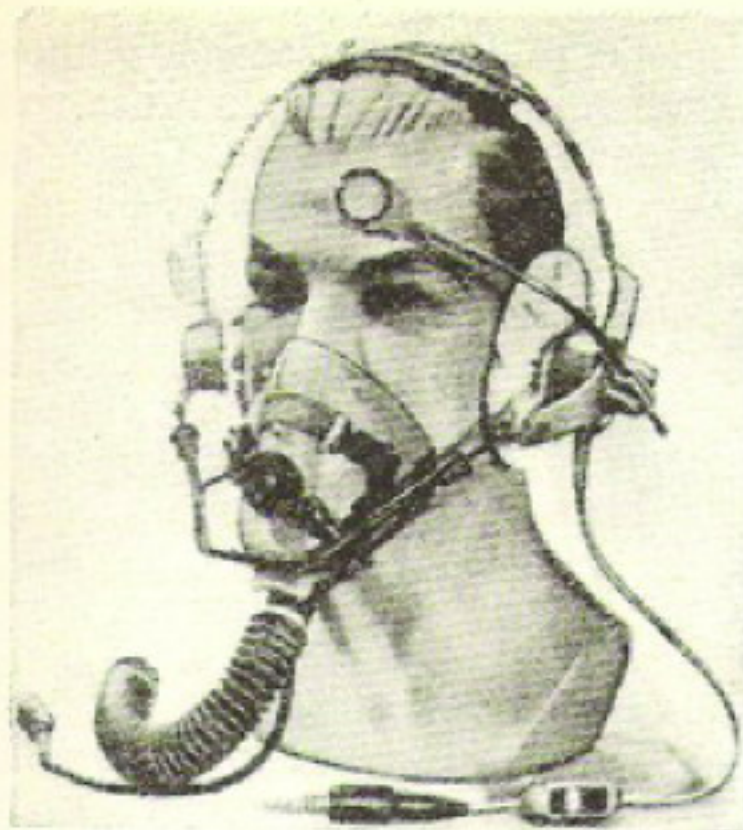
Основной и аварийный кислородные приборы могут быть объединены в одном небольшом блоке,

прикрепляемом непосредственно к костюму летчика. На самолетах с кольцевой кислородной магистралью можно использовать взаимозаменяемые кислородные приборы, вкладываемые в специальные карманы костюма или монтируемые на сиденьи.

Ввиду того что кислородное оборудование, защитная одежда, спасательное снаряжение и микротелефонная аппаратура тесно взаимосвязаны в костюме летчика, их разработка и конструирование должны осуществляться в комплексе. С этой целью четыре ведущих английских фирмы (Нормалэр, Франкенштейн, М. Л. Авиэйшн и Эрмед), работающие в этих областях, образовали консорциум ASPEC (Aviation Survival and Personal Equipment Consortium). Перспективные разработки направлены на повышение удобства пользования масками и дальнейшую миниатюризацию приборов легочно-автоматического действия путем применения электронных датчиков. Улучшение параметров и чувствительности дыхательных систем может понизить их устойчивость, т. е. создать нежелательные колебания давления. Для устранения таких явлений в английском авиационном институте проводятся исследования динамических характеристик всей системы с моделированием процессов дыхания.

Возрастающая потребность в жидком азоте, используемом на современных самолетах для защиты от взрыва топливных баков и охлаждения некоторых радиоэлектронных устройств, ставит на очередь вопрос о применении замкнутых кислородно-азотных дыхательных систем на палубных самолетах и в условиях полета в зараженной атмосфере.

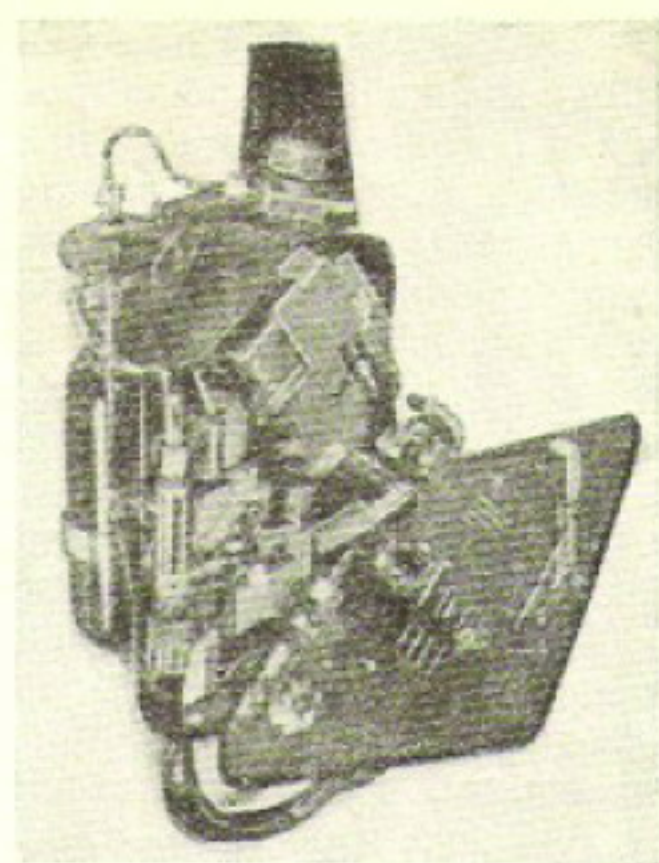
На гражданских самолетах с герметизированной кабиной должен иметься запас кислорода, достаточный для безопасного для пассажиров и экипажа снижения (в случае нарушения герметизации кабины) до высоты 4500 м, а также для непрерывного питания экипажа, когда давление в кабине ниже, чем на высоте 3000 м, и для питания 15% пассажиров в течение оставшегося времени полета. Экипажи гражданских самолетов обычно снабжаются кислородными приборами типа «легочный автомат» с подсосом воздуха и масками, которые можно надеть за 3—5 сек (фиг. 5). Требуется также переносная кислородная аппаратура для оказания пассажирам первой помощи и переносные кислородные приборы для членов экипажа на слу-



Фиг. 6. Телефонный гарнитур с кислородной маской фирмы Эрмед для летчиков военно-транспортных самолетов



Фиг. 7. Аварийная кислородная маска фирмы Уолтер Кидд



Фиг. 8. Типовой кислородный прибор фирмы Нормалэр, монтируемый на сиденьи

чай возникновения пожара в кабине или полета в зараженной атмосфере.

На высотных самолетах и некоторых самолетах общего назначения в настоящее время обычно применяют питание кислородом через кольцевую магистраль и выбрасываемые маски. При нарушении герметизации кабины барометрический клапан пропускает кислород к маскам, находящимся в специальных контейнерах, и маски автоматически выпадают перед каждым пассажиром. При закреплении маски на лице открывается контрольный клапан, после чего пассажир получает дозированное количество кислорода. Та же кольцевая магистраль часто служит для питания терапевтических масок. Действенность такой системы зависит от предварительного инструктажа пассажиров.

Фирма Эрмед выпускает микротелефонные гарнитуры и кислородные маски для экипажей гражданских и военно-транспортных самолетов (фиг. 6). Маска подвешена к телефонным наушникам и в нерабочем положении находится на груди летчика. При нарушении герметизации кабины летчик одной рукой надевает маску на лицо и закрепляет ее движением вниз натяжной рамки, на что затрачивается менее 2 сек. Для боевых самолетов изготавливают маски типов Р и Q, последние модели которых снабжены специальными натяжными устройствами. Все эти маски имеют клапаны вдоха и выдоха с автоматической компенсацией для дыхания под избыточным давлением на больших высотах. Аварийные кислородные системы фирмы Уолтер Кидд для пассажиров установлены на самолетах «Британия», «Комета», VC.10, «Трайидент», БАК. 111 (американский вариант), HS.125, «Джет Фолкон» и HS.801. На фиг. 7 показана аварийная маска фирмы Уолтер Кидд, применяемая на самолете HS.125.

Фирма Нормалэр производит кислородные системы для боевых самолетов, устанавливаемые на сиденьи летчика (фиг. 8) и объединяющие основной и аварийный кислородные приборы. В них входит сигнальная система, измеряющая расход кислорода и давление на входе в кислородный прибор и предупреждающая летчика о переключении питания кислородом на аварийный прибор. Эта фир-

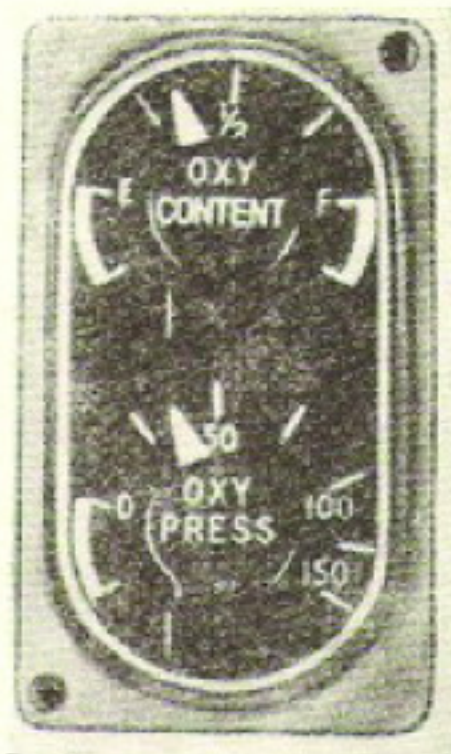
ма выпускает также новый малогабаритный кислородный прибор, прикрепляемый к костюму летчика (фиг. 9), кислородные маски типов P1A и P2A с избыточным давлением для военных летчиков и легкие маски непрерывного питания кислородом для планеристов и пассажиров гражданских самолетов.

Фирма Пэйдж Инжиниринг выпускает малогабаритный индикатор размером $27 \times 63,5$ мм (фиг. 10), указывающий запас и давление кислорода. Шкалы индикатора снабжены внутренним подсветом.

При нарушении герметизации кабины современного военного самолета, имеющего потолок более 15 000 м, требуется не только подавать в легкие летчика кислород под избыточным давлением, но и применять костюм, создающий противодействие на грудную клетку. На высотах более 16 800 м необходимо обеспечивать противодействие на конечности, а на высотах более 18 000 м требуется компенсирующее давление для головы. В США с этой целью применяются высотные скафандры, наддуваемые воздухом в течение всего полета, и непрерывное дыхание чистым кислородом.



Фиг. 9. Защитный шлем и носимый кислородный прибор фирмы Нормалэр



Фиг. 10. Малогабаритный индикатор количества и давления кислорода фирмы Пэйдж Инжиниринг

В Англии предпочитают обходиться без стесняющих движения скафандров и громоздких шлемов, а так как в настоящее время после нарушения герметизации кабины обычно не требуется совершать длительный полет на высотах более 18 000 м, то нет необходимости и в высотных скафандрах. В комплект высотного костюма английского летчика обычно входят компенсирующий жилет и противоперегрузочные брюки, давление в которых автоматически повышается с помощью кислорода только в случае необходимости.

Для защиты головы на высотах более 18 000 м иногда применяют шлем, лицевой щиток которого нормально находится в поднятом положении и автоматически опускается при нарушении герметизации кабины. Например, шлем типа Е фирмы Бакстер, Вудхауз и Тэйлор обеспечивает защиту на высотах более 21 км и снабжен плотно прилегающей к голове надувной камерой, маской, закрывающей рот и нос, и сдвигающимся лицевым щитком. При герметизации шлема автоматически создается компенсирующее давление на голову. В последних моделях подшлемных масок обеспечивается герметизация ушей, что позволяет пользоваться шлемом на больших высотах. Шлем снабжен также компенсированным клапаном вдоха и выдоха, облегчающим дыхание при изменениях давления; светофильтром, поднимаемым и опускаемым вручную; лючком для питания в полете; встроенным микротелефоном и застежкой «молния» с затылочной стороны для быстрого снятия шлема.

Шлем фирмы М. Л. Авиэйшн (фиг. 11) принят на вооружение ВВС Англии, ФРГ (для летчиков самолетов F-104G), Швеции, Канады и Индии. Он снабжен кислородной маской с избыточным давлением и сдвижным лицевым щитком с автоматическим опусканием при разгерметизации кабины. Фирма изготавливает также защитные шлемы (Мк. 2 и др.), предохраняющие голову летчика от ударов и скоростного напора.

Для летчиков самолетов «Фантом» английских ВВС разработан комбинированный высотный костюм с компенсирующими нарукавниками и встроенной вентиляцией, но и в нем наддув производится только при необходимости. Фирмой Франкенштейн создан высотный костюм, который одобрен



Фиг. 11. Шлем типа 12P фирмы М. Л. Авиэйшн

английским министерством техники и должен был быть принят на снабжение в конце 1967 г. Он предназначен для защиты летчика при нарушениях герметизации кабины на высотах до 30 км (в зависимости от применяемого кислородного прибора) и повышения на 2 g порога переносимости ускорений до появления перед глазами серой и черной пелены при периферическом зрении. Костюм выполнен в форме комбинезона с двумя отдельными над-

дувными камерами. Одна камера создает противодействие на конечности и корпус, за исключением небольшого участка спины. Другая (противоперегрузочная) камера охватывает живот, бедра и, если потребуется, икры ног.

Компенсирующие жилеты Mk. 3, 4 и 5, разработанные фирмой Франкенштейн совместно с институтом авиационной медицины ВВС, английским авиационным институтом и министерством авиации, используются в английских ВВС уже несколько лет для создания противодействия при дыхании под избыточным давлением на высотах более 12 км. Компенсирующий жилет представляет собой двухслойный костюм, полностью покрывающий туловище и бедра. Между слоями костюма помещена резиновая камера, надуваемая кислородом. На компенсирующих жилетах Mk. 3 и 4 крепится аварийная спасательная радиостанция SARAH, а на жилете Mk. 5 — радиостанция TALBE/SARBE. Плавуемость обеспечивается надувным мешком. В жилетах предусмотрены карманы для различного аварийного снаряжения.

В Англии разработаны образцы высотных скафандров. Скафандр «Унидак» фирмы Бакстер, Вудхауз и Тэйлор разрабатывался в расчете на обеспечение удобства ношения и свободы движений при избыточном давлении до 0,35 кгс/см². Сочленения в плечах, локтях, кистях и лодыжках выполнены на шарикоподшипниках. Разработка этого скафандра прекращена ввиду отсутствия спроса со стороны английских ВВС. Другой скафандр типа 51 фирмы Франкенштейн показан на фиг. 12.

По заказу ВВС Англии фирма Бакстер, Вудхауз и Тэйлор изготовила экспериментальный комбинированный высотный и морской спасательный костюм (фиг. 13), представляющий собой скафандр, надуваемый воздухом, и объединенный с компенсирующим жилетом и маской, питаемыми кислородом. При нарушении герметизации кабины летчик может сбросить воздушное давление в скафандре, сохраняя давление кислорода в жилете и под маской, для временного увеличения подвижности. Через определенный промежуток времени скафандр автоматически надувается вновь. Уплотнения в области шеи, лодыжек и кистей не выпускают воздух и не пропускают воду внутрь костюма.

Типовой комплект высотного снаряжения английского летчика представлен на фиг. 14. В него входит защитный шлем фирмы М. Л. Авиэйшн, прикрепленный к костюму кислородный прибор фирмы Нормалэр, морской спасательный жилет фирмы Франкенштейн, костюм с водяным охлаждением фирмы Нормалэр/Франкенштейн, переносной кондиционер воздуха фирмы Нормалэр и комбинезон фирмы Франкенштейн.

На фиг. 15 показан высотный костюм летчика самолета «Лайтнинг», состоящий из шлема типа Е фирмы Бакстер, Вудхауз и Тэйлор и компенсирующего жилета и противоперегрузочных брюк фирмы Франкенштейн.

Конструкция высотного снаряжения влияет на устройство жидкостнокислородных систем. Для обеспечения безопасности летчиков боевых самолетов при быстром наборе высоты газообразный кислород под давлением должен подаваться в компенсирующий жилет без задержки. Для этого га-



Фиг. 12. Высотный скафандр типа 51 фирмы Франкенштейн



Фиг. 13. Высотный скафандр—спасательный костюм фирмы Бакстер, Вудхауз и Тэйлор со шлемом типа Е

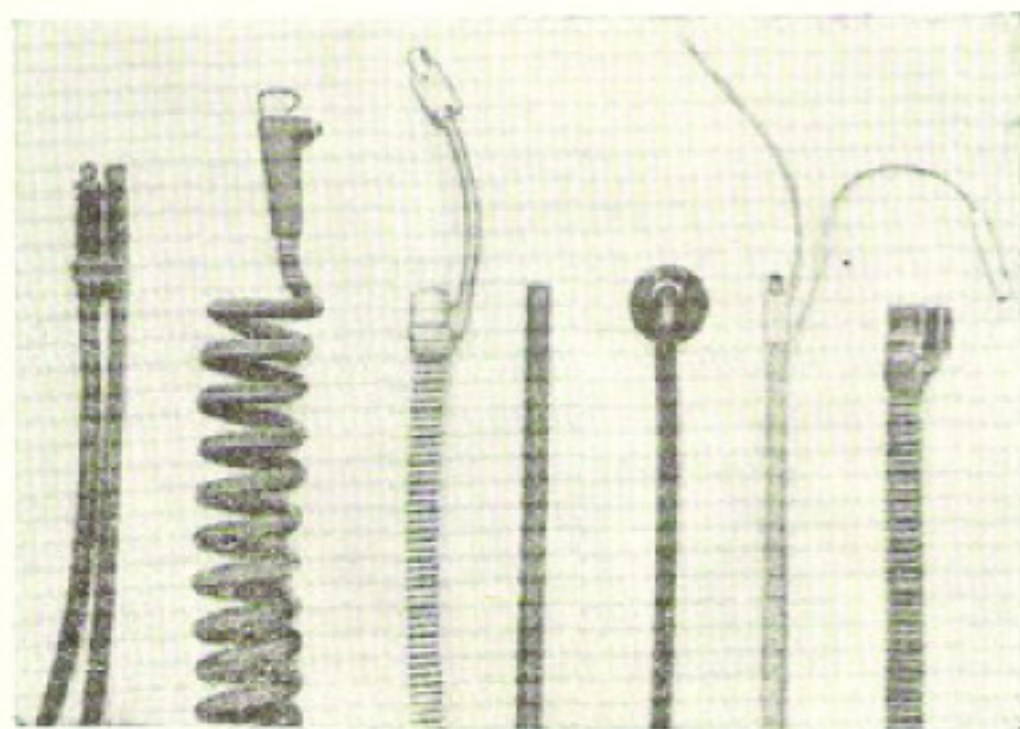


Фиг. 14. Типовое высотное снаряжение английского летчика



Фиг. 15. Высотный костюм летчика самолета «Лайтнинг»

газификатор жидкого кислорода должен быть «стабилизирован», т. е. заправленный газификатор должен иметь температуру, при которой жидкость и сжатый газ внутри сосуда находятся в состоянии равновесия. Если равновесие не устанавливалось, то при сотрясении сосуда при взлете с катапульты или резком маневре в полете жидкий кислород смешивается с газообразным, что приводит к конденсации последнего и падению давления. Поэтому газификаторы жидкого кислорода на английских боевых самолетах «стабилизируются» либо с помощью теплообменного змеевика в линии подачи (на самолетах «Лайтнинг» 5, «Си Викс», «Фантом» и «Ягуар»), либо с помощью вспомогательного неизолированного сосуда, наполняемого одновременно с основным сосудом. Испаряющийся кислород из вспомогательного сосуда проходит через жидкий кислород в основном сосуде и нагревает его (на самолете «Бакэнир»).



Фиг. 16. Кислородные шланги фирмы Уильям Уори

Фирма М. Л. Авнэйши является головным подрядчиком английского министерства техники в области комплексирования всех элементов авиационного кислородного и защитно-спасательного снаряжения. Эта фирма выпускает испытательную установку, позволяющую проверить герметичность уплотнений шлемов и масок, исправность цепей электрообогрева, механизм опускания лицевого щитка и связанное оборудование.

Фирма Бакстер, Вудхауз и Тэйлор изготавливает для английских ВВС электронный прибор «нитрометр» для испытания кислородных масок и шлемов. Прибор непрерывно отбирает из-под маски порции газа и указывает концентрацию в них азота. При питании чистым кислородом наличие азота свидетельствует о подсосе его из атмосферы, т. е. о недостаточной герметичности маски или шлема. Фирма Уильям Уори выпускает, а также поставляет в Европу выпускаемые американской фирмой Дарлинг различные шланги (фиг. 16) для кислородных систем и скафандров (применяемые, в частности, на самолетах «Фантом» и F-111), в том числе кислородные шланги, объединенные с проводами микротелефона и системы электрообогрева; шланги с оболочками из силикона, терилена, нейлона и резины, устойчивой к действию озона; стандартные кислородные шланги BSF63 и BSF65; заправочные кислородные шланги высокого давления с проволочно-тефлоновой оболочкой и др.

Oxygen Systems.

Flight № 3029;

Konzentration der britischen Hersteller von Rettungsgeräten.

Luftfahrtzubehör, IX, 1966.

Референт Р. Н. Лопатин

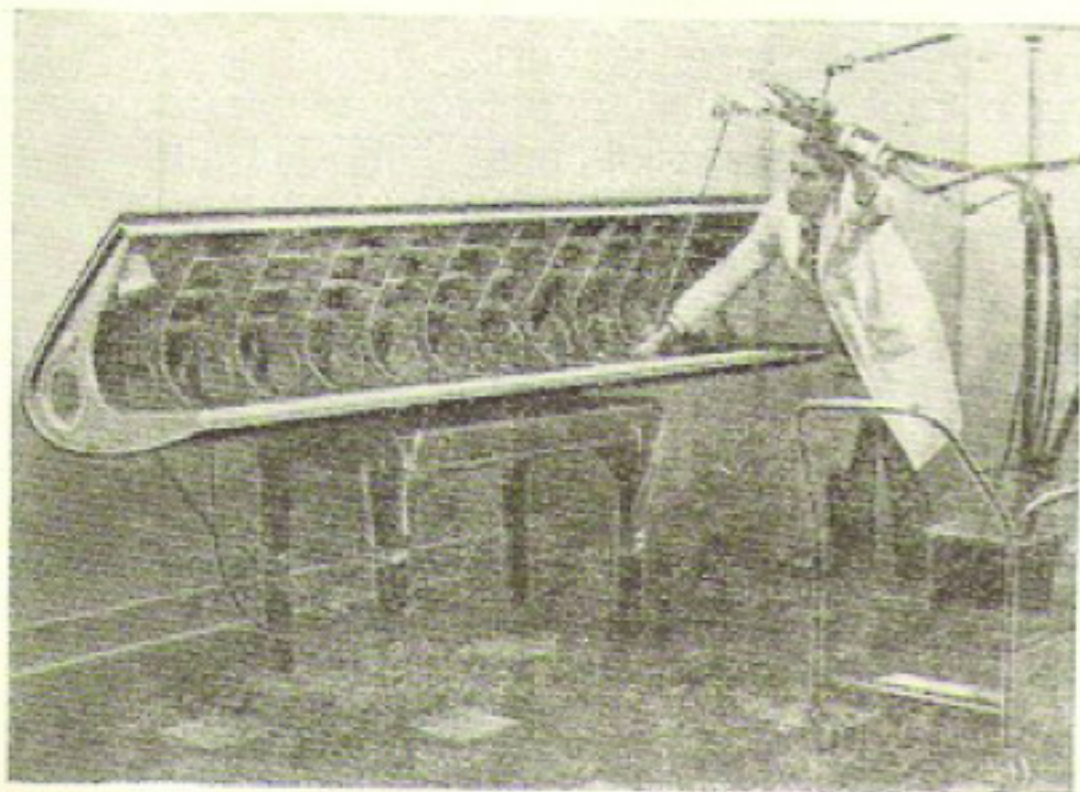
ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛИ

Фирма Данлоп занимается разработкой электротермических противообледенителей для аэродинамических поверхностей и воздухозаборников двигателей с 1935 г. Противообледенители этого типа можно использовать для предотвращения образования льда или для разрушения образовавшегося слоя льда по сигналам управления.

Первоначально электротермические противообледенители применялись для защиты передних кромок поверхностей самолета, воздухозаборников двигателей, лопастей и обтекателей втулок воздушных винтов. Впоследствии было установлено, что этот метод вполне применим для обогрева бортового оборудования, хотя и не подверженного обледенению, но испытывающего неблагоприятное воздействие низких температур. Примером такого оборудования являются системы автоматического регулирования и гироскопические приборы. Разработанные системы электрообогрева повысили надежность работы подобного оборудования при очень низкой температуре окружающей среды.

В области двигателестроения термические противообледенители используются фирмой Роллс-Ройс для ТВД «Дарт» и «Тайн». К началу 1967 г. эти двигатели, установленные на гражданских и военных самолетах различных стран, наработали более 20 млн. часов. Противообледенительные системы такого типа используются также фирмой Бристоль Сиддли для защиты топливопроводов ТВД «Протей» и «Дабл Мамба».

Другая важная область применения термических противообледенителей Данлоп — лопасти винтов для самолетов Ферфлюгтехверке С-160 «Трансэлл» и Эрспид «Амбассадор», Блэкберн «Беверли» и Бристоль «Британия». Для каждого из этих самолетов решение об установке данной системы обогрева было принято после тщательных испытаний. Программа предусматривала испытания на вибрацию в течение до 250 млн. циклов, испытания на теплопередачу, центробежные нагрузки и эрозию под воздействием льда и дождя и заканчивалась предварительными летными испытаниями продолжительностью 2000 летных часов.



Установка электротермического противообледенителя на носке крыла самолета «Трансэлл»

Фирма Данлоп поставляет противообледенительное оборудование для носков крыла, стабилизатора и киля военно-транспортного самолета «Трансэлл» С-160 (см. фигуру), разрабатываемого совместно французской фирмой Норд и фирмой Ферфлюгтехверке в ФРГ. Оборудование будет изготавливаться совместно с французской фирмой Юзин Полстра S. A. — обладателем лицензии фирмы Данлоп. Контрактом предусмотрено изготовление противообледенительных систем для 23 передних секций аэродинамических поверхностей каждого самолета.

Токопроводящие покрытия выпускаются в большом количестве для обогрева различных частей конструкции и оборудования: пола кабины экипажа; гиросtabilизированных и рупорных антенн; систем вычисления аэродинамических параметров; секстантов; воздухозаборников двигателя; вспомогательных воздухозаборников; бортовых аккумуляторов.

Комитет технической инспекции и регистрации самолетов гражданской авиации в Англии (ARB) одобрил использование электротермических противообледенителей для аэродинамических поверхностей и воздухозаборников двигателей.

В основном противообледенительное покрытие состоит из двух тонких слоев резины, между которыми располагаются нагревательные элементы. Каждому покрытию придается форма, обеспечивающая плотное прилегание к поверхности защищаемой детали, так что конфигурация последней почти не изменяется и объем увеличивается незначительно. Там, где это необходимо, резиновая основа армируется слоями стеклоткани.

Для защиты наружных поверхностей внешний слой резины делается тоньше внутреннего, это увеличивает теплопередачу в зону образования льда, обеспечивая одновременно достаточную электрическую и тепловую изоляцию между нагревательным элементом и конструкцией, к которой крепится обледенитель. Для защиты внутреннего оборудования более толстым делается наружный слой резины.

Интенсивность нагрева не обязательно должна быть одинаковой по всей поверхности покрытия. Изменяя схему или материал отдельных цепей, из которых состоит нагревательный элемент, можно обеспечить интенсивность нагрева, точно соответствующую требованиям защиты поверхности. Нагревательный элемент может быть постоянного или периодического действия. Противообледенительная система может быть сделана полностью автоматической с помощью регулятора и сигнализатора обледенения или термостата.

Материалы, используемые в конструкции термических противообледенителей Данлоп, устойчивы против эрозионного действия дождя; все типы покрытий подвергаются испытаниям на устойчивость против эрозии, проводимым совместно с авиационным научно-исследовательским институтом (RAE) в Фарнборо. Наиболее подходящими материалами считаются неопрен и полиуретан, которые используются также для изготовления противоэрози-

сных покрытий, например обтекателя антенны радиолокатора. Эти материалы хорошо противостоят ударам камней и осколков и легко проникающим жидкостям, таким как авиационное топливо. Из них можно изготовить тонкие эффективные токопроводящие покрытия, выгодные с точки зрения веса и объема. Средний вес такого покрытия $3,4 \text{ кгс/м}^2$, толщина около 2 мм. Покрытия могут быть легко приспособлены для защиты поверхностей различных размеров, часто очень сложной формы. Хорошая гибкость является характерной особенностью термических противообледенителей Данлоп, что дает возможность использовать их для защиты поверхностей со значительной кривизной, например для лопастей несущего винта вертолета. Гибкая конструкция используется для работы в условиях низких ($-40 \div +120^\circ \text{C}$) и высоких ($+140 \div +200^\circ \text{C}$) температур; в первом случае используется неопрен и (или) нитриловый каучук, во втором — силиконовый каучук. Негибкая конструкция из стеклоткани и смолы используется для диапазона температуры от -40 до $+250^\circ \text{C}$ и выше.

Элементы электронагревательных цепей изго-

товляются из металлических лент, нарезаемых из листов металла; возможно применение печатного монтажа и травления. Какой бы метод ни использовался, производство тщательно контролируется, чтобы с самого начала обеспечить изготовление элементов с очень жесткими допусками. Готовые цепи проверяются на сопротивление и окончательно доводятся при чистовом травлении.

В основном покрытие изготавливается путем заделки нагревательных элементов в слоистую конструкцию из резины или резины и стеклоткани. Затем покрытию придается окончательная форма, соответствующая конфигурации защищаемого элемента конструкции. После окончательной вулканизации получается покрытие требуемой формы с полностью герметизированными электронагревательными элементами.

Готовые противообледенители подвергаются тщательным испытаниям, в частности проверяются на рентгеновской установке.

T. W. Harper. The Design and Use of Aircraft De-icing Mats.

World Aerospace Systems, I, 1967.

Референт А. А. Лисаченко

УДК 629.7.001.5(73)

НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР им. АРНОЛЬДА

Быстрое развитие авиационной и ракетной техники ставит перед инженерами, проектирующими наземное испытательное оборудование, столько же задач, сколько их возникает перед конструкторами летательных аппаратов и их оборудования. Это особенно справедливо в отношении специалистов научно-исследовательского центра им. Арнольда (AEDC), находящегося в ведении командования систем оружия ВВС США. Основной функцией этого центра является проведение испытаний и оценка опытных образцов летательных аппаратов и оборудования с помощью специальных установок, моделирующих условия их применения. Стоимость испытательного оборудования — аэродинамических труб, высотных установок для испытаний двигателей и вакуумных камер, а также других совершенных установок, имеющихся в этом центре, около 385 млн. долларов. Специалисты AEDC предъявляли много требований к представителям корпуса гражданских инженеров ВВС, наблюдавшим за проектированием и строительством этого центра в течение последних 16 лет.

Испытательное оборудование должно развиваться с учетом развития авиации и космонавтики.

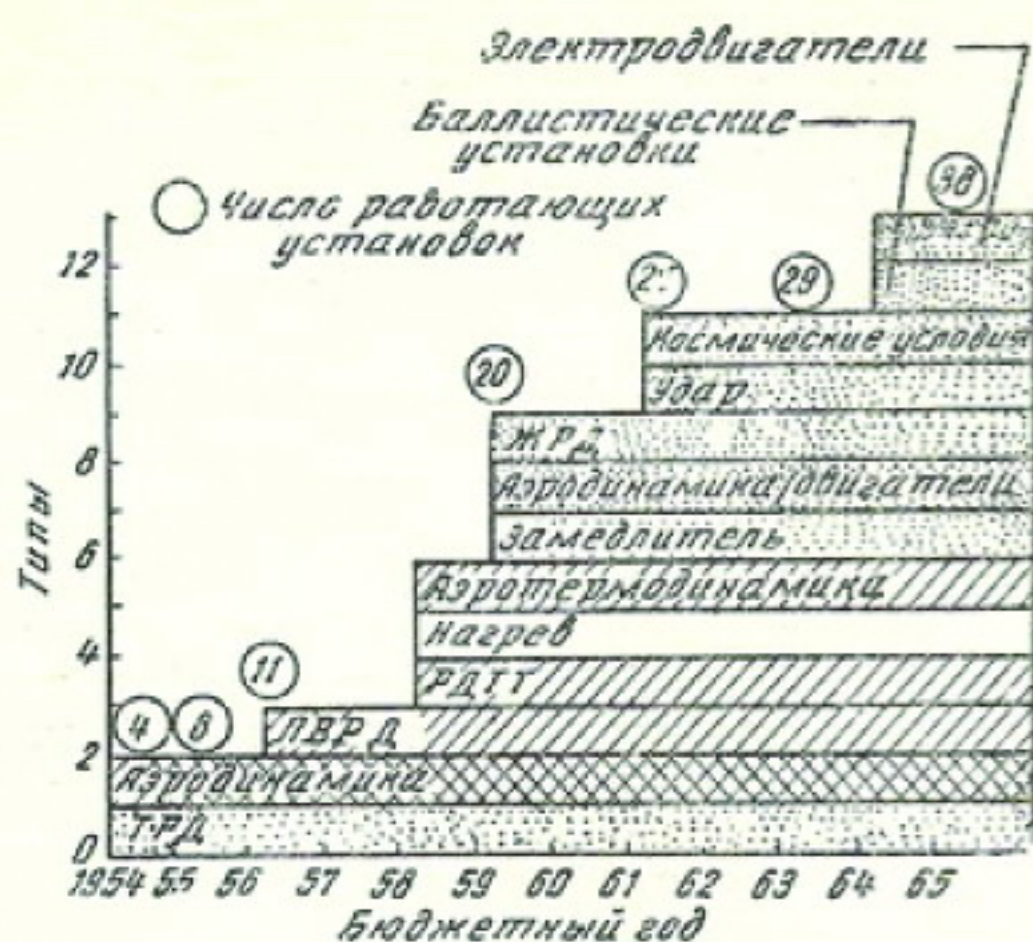
Условия испытаний должны обеспечить на земле имитацию того, что будет испытывать летательный аппарат в полете. Конструкторы испытательного оборудования в своем стремлении обеспечить возможности испытательного оборудования, опережающие предъявляемые к нему требования, встречаются с рядом проблем материалов, конструкций, охлаждения и подачи воздуха. AEDC и его консультанты активно работают над многими установками, которые будут построены в следующие несколько лет. Строительство AEDC было утверждено президентом США 28 октября 1949 г. Опыт вто-

рой мировой войны показал необходимость в таком испытательском центре, который давал бы информацию, требующуюся для быстрого расширения границ знаний и техники для дальнейшего развития авиации и космонавтики.

Самолеты с поршневыми двигателями устарели к концу второй мировой войны. Реактивные двигатели стали силовыми установками будущего. Скорости полета, превосходящие соответствующую числу $M=1$, стали не только желательными, но и необходимыми. Скорости и высоты полетов приблизились к таким, о которых мало что-либо было известно. Первые построенные испытательные установки были рассчитаны на имитацию условий полета в диапазоне скоростей от дозвуковых до соответствующих числу $M=4$. Были спроектированы и построены высотные установки для испытаний ТРД и ПВРД. Была начата доводка оборудования для точных измерений результатов испытаний в контролируемых условиях.

Но когда испытательные установки начали работать, требования к испытаниям резко изменились. Запуск первого искусственного спутника в СССР повлек за собой пересмотр научно-исследовательских программ в пользу исследований ракетных двигателей, больших скоростей и высот вплоть до космических.

Для испытания ракетных двигателей были переделаны испытательные установки для испытаний ВРД и построены новые. Таким образом AEDC оказался на уровне требований конструкторов космических летательных аппаратов. Эти требования опять становятся более жесткими и условия эксплуатации становится все более трудно имитировать. В настоящее время проявляется интерес к малым скоростям и высотам полета вертикально

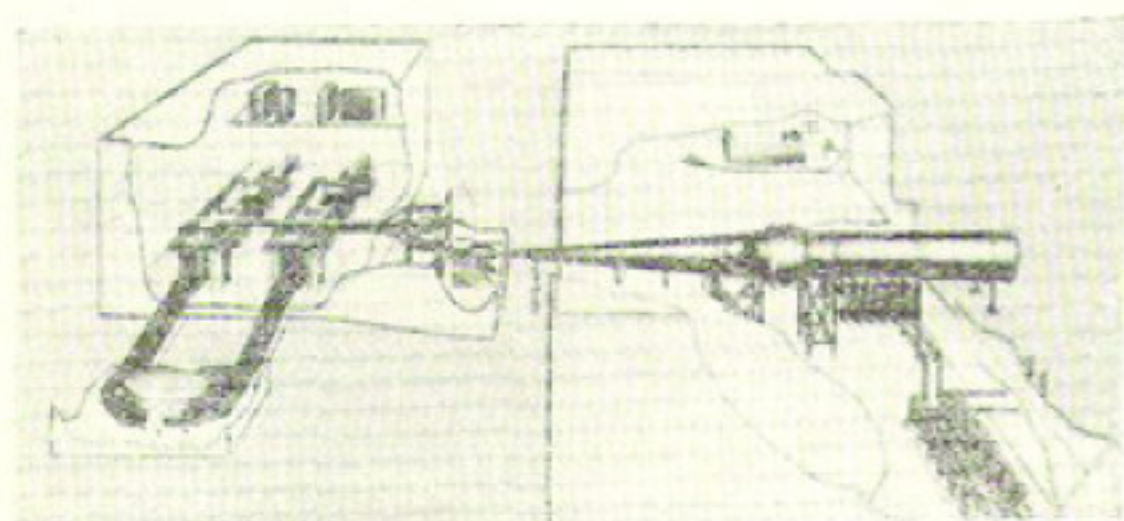


Фиг. 1. Диаграмма роста количества установок для испытания и состава испытательных установок в центре им. Арнольда с 1954 по 1966 гг.

взлетающих и с малой длиной разбега самолетов, гиперзвуковым скоростям, сверхзвуковому горению и моделированию условий глубокого космического пространства в связи с посадками на Луну и, кроме того, сохраняются требования к расширению информации о всех других режимах полета. Имитация условий и измеряемые параметры становятся чрезвычайно сложными (фиг. 1).

В околосвуковой трубе с диаметром рабочей части 4,8 м для испытаний ВРД подается 9 тс воздуха в секунду, когда испытания ведутся при числе $M=1$ в условиях у земли. Компрессоры этой трубы приводятся электромоторами мощностью 216 000 л. с. И все же испытания часто должны быть ограничены испытаниями частей или моделей, поскольку установка не достаточно велика для испытаний натуральных изделий. Для создания непрерывного гиперзвукового потока требуется дальнейшее уменьшение рабочего сечения трубы или в противном случае требования к мощности, проблемы подогрева и ограничения материалов приведут к недопустимому повышению стоимости.

В аэродинамической трубе С из газодинамического комплекса им. Кармана достигается скорость потока, соответствующая числу $M=10$; расход воздуха 34 кгс/сек, количество тепла, сообщаемого воздушному потоку в течение 8 час, 19 млн. ккал, давление торможения 140 кгс/см², максимальная



Фиг. 2. Схема трубы F газодинамического комплекса им. Кармана; показаны: дуговая камера, индукторная катушка, коническое сопло, рабочая часть, вакуумный резервуар

температура торможения 790° С. Обеспечение этих параметров создает проблемы проектирования трубы, если используется осесимметричное сопло диаметром 1270 мм даже без их дальнейшего осложнения большими размерами испытательной камеры и расходом воздуха. Для обеспечения указанного расхода воздуха используются компрессоры с электромоторами мощностью 92 500 л. с., а предварительный нагрев воздуха производится с помощью электрического и газового подогревателей.

При больших скоростях воздушного потока, конечно, требуются еще большие энтальпии. Установки такого типа импульсного, а не непрерывного действия.

Труба F из газодинамического комплекса им. Кармана (фиг. 2) характеризуется следующими параметрами: скорость воздушного потока достигает соответствующей числу $M=22$, номинальный диаметр рабочей части трубы равен 25 м, время испытания около 50 мсек, диаметр используемого сечения струи газа 1 м. Первоначально азот содержится в дуговой камере, закрытой диафрагмой, расположенной вблизи горловины сверхзвукового сопла; газ нагревается и сжимается при помощи дугового разряда и расширяется в коническом сопле, ведущем в рабочую часть и вакуумный резервуар. Электрическая дуга создается замыканием индуктивной катушки мощностью 100 млн. дж.

По мере увеличения мощности испытываемых двигателей росла мощность испытательного оборудования. Установка J-1 для испытаний ВРД снабжена мощными компрессорами, нагнетающими воздух. Расход воздуха более 200 кгс/сек при температуре, соответствующей скорости полета с числом $M=3$. Эксгаустеры постоянно откачивают воздух и продукты сгорания.

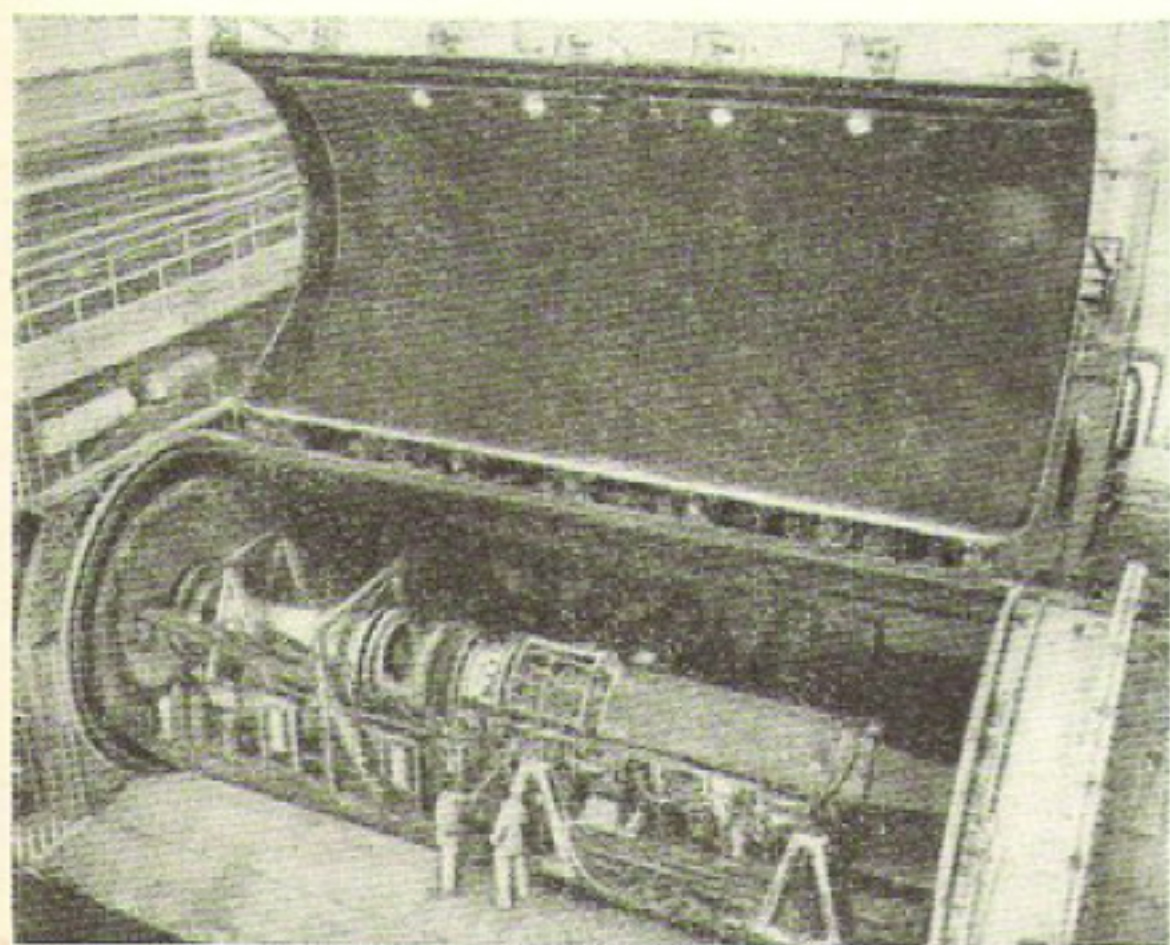
Однако мощность установки недостаточна для испытаний ТРДД с большими степенями двухконтурности. На работы по усовершенствованию этой камеры путем увеличения расхода воздуха и охлаждения для имитации условий работы ТРДД на больших высотах при дозвуковых скоростях выделено 4,5 млн. долларов. На этой установке будут испытаны двигатели, предназначенные для самолета С-5.

Испытательная установка J-1 (фиг. 3) входит в комплекс оборудования для испытания ракетных двигателей. Четыре камеры из этого комплекса были модифицированы или специально предназначены для испытаний только ракетных двигателей, а четыре другие — могут применяться для испытаний как ракетных, так и воздушно-реактивных двигателей. В камерах для испытаний РД могут быть созданы условия больших высот, и эти условия поддерживают при работающих двигателях. В одной из этих камер может быть создано давление, соответствующее давлению на высоте 130 км. Эксгаустеры этих камер приводятся электродвигателями мощностью 100 000 л. с. Для поддержания низких давлений последовательно с эксгаустерами используются паровые эжекторы. Оборудование криогенного охлаждения используется для камеры очень больших высот.

В комплекс оборудования для испытания больших ракетных двигателей входит камера J-5, пред-

назначенная для испытания РДТТ с тягой, достигающей 100 тс.

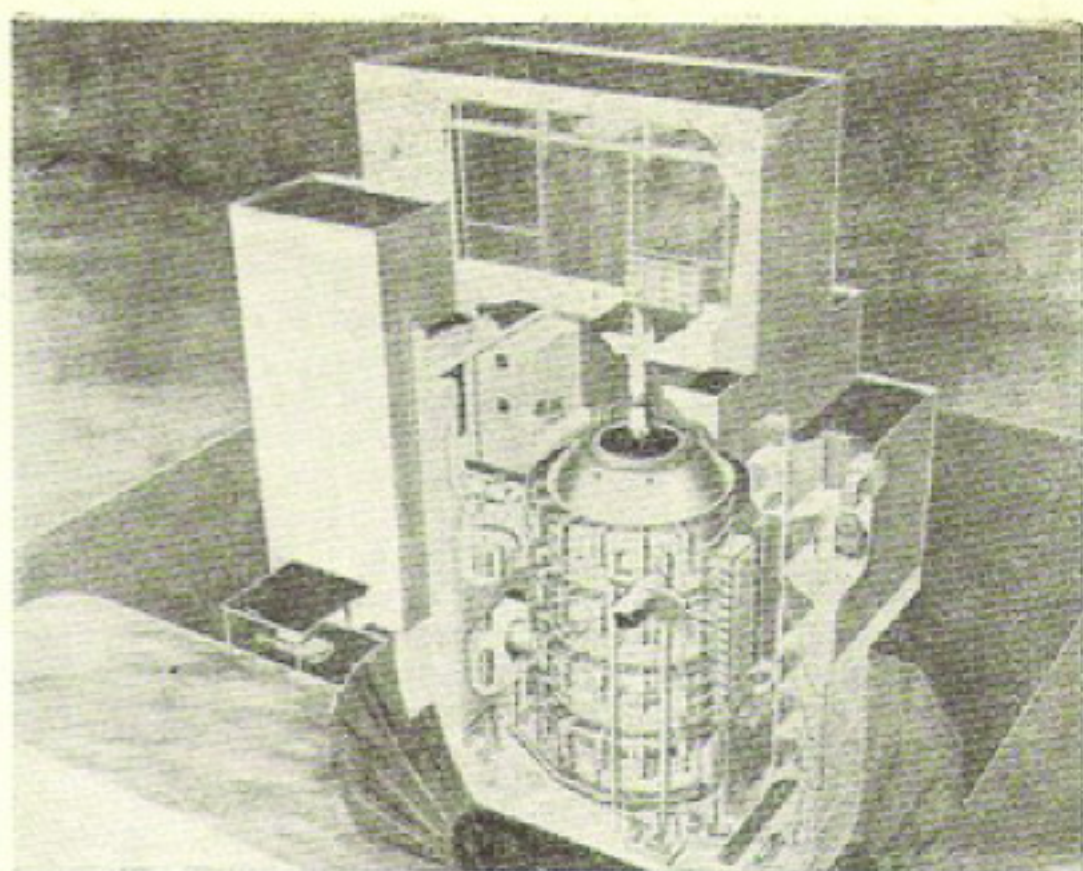
Другая камера из комплекса J-4 предназначена для высотных испытаний ЖРД с тягой до 227 тс. При испытаниях двигателя с такой тягой в камере может быть создано разрежение, соответствующее высоте 27 км. Если мощности паровых эжекторов, равной 1 600 000 кгс/час, оказывается недостаточно для поддержания требуемого разрежения в камере J-5 при испытании двигателей, наряду с эжекторами подключают эксгаустерные установки некоторых других камер или аэродинамических труб. Продукты сгорания перед удалением их из камер приходится охлаждать; с этой целью используются охладители, в которых разбрызгивается 2000 м³ воды в минуту.



Фиг. 3. ТРД в рабочей части высотной установки J-1

Однако через сравнительно короткий промежуток времени эти камеры были переоборудованы для испытания силовых установок J-2, используемых на четвертой ступени (S-IVB) ракеты «Сатурн» V. Система охлаждения была модифицирована путем применения жидкого азота, и была обеспечена возможность применения в качестве горючего водорода. При переоборудовании этих камер была предусмотрена возможность их дальнейшей модернизации, с тем чтобы увеличить тягу испытываемых в них двигателей до 700 тс и более.

Новейшей установкой центра им. Арнольда является вакуумная камера Mark-1 в комплексе оборудования для моделирования космической среды (фиг. 4). Используемый объем этой камеры имеет форму цилиндра диаметром 10 м и высотой 20 м. Давление в ней может быть снижено до



Фиг. 4. Рисунок вакуумной камеры Mark-1

10^{-8} мм рт. ст., что достигается путем совместного использования эксгаустеров аэродинамических труб, насосов предварительного действия, диффузионных насосов и криогенной системы вакуумирования, охлаждаемой газообразным гелием. Камеру предполагается снабдить системой имитации излучения Солнца и альbedo планет и радиации.

Опыт работы центра им. Арнольда показывает, что характер требований по испытаниям летательных аппаратов постоянно изменяется. Однако с полной уверенностью можно сказать, что способы моделирования окружающей среды для испытаний летательных аппаратов в будущем принципиально не будут отличаться от применяемых в настоящее время. Усложнение указанных требований неизменно затрудняет создание испытательного оборудования. Однако все требования необходимо удовлетворять, так как гарантия абсолютной надежности летательных аппаратов невозможна без предварительной проверки их работы в окружающей среде, имитирующей условия полета.

Модернизация имеющегося испытательного оборудования и создание нового оборудования выполняются ВВС США, корпусом инженеров, архитекторами и инженерами других организаций, а также контрактантом, эксплуатирующим центр. Ни один из методов выполнения указанных работ не является предпочтительным при таком положении, когда создать испытательное оборудование не менее сложно, чем сам летательный аппарат.

O. A. Israelsen and E. M. Dougherty. Arnold Engineering Development Center.

Civil Engineer № 3, VIII, 1966.

Референт Г. Р. Ляшук

ХРОНИКА

ВВС США проводят по программе «Пейвуэй» исследования нескольких методов повышения точности бомбометания обычными бомбами с самолетов, применяемых во Вьетнаме.

Фирма Норт Америкен модифицирует обычные бомбы весом 340 и 908 кгс в управляемые. По одному из методов, под обозначением «Хобо», электрооптическая головка наведения противотанкового снаряда «Хорнет» встраивается в обычную крупнокалиберную бомбу, снабжаемую поверхностями, расположенными по схеме «утка», и специальной системой управления; по другому методу применяется инфракрасная головка наведения.

Фирма Тексас Инструменте разрабатывает для крупнокалиберных бомб головки с полуактивным самонаведением при помощи лазера, которым производится подсвет цели с земли или другого самолета. Летные испытания этого оборудования дали обнадеживающие результаты.

Флот также исследует подобную идею на специальной модификации снаряда «Булпап» класса воздух—земля с применением инфракрасной головки наведения снаряда «Сайдундер», получившей обозначение «Булуиндер».

Фирма Филко разрабатывает стабилизированную систему лазерного облучения цели, которую предполагается использовать на самолете F-4. Система позволяет осуществлять захват целей ночью и подсвечивать их лазерным лучом, отраженная энергия которого может быть использована для наведения бомб или снарядов, снабженных соответствующими головками наведения.

В систему Филко будет входить телевизионная аппаратура, функционирующая при низком уровне освещенности, для захвата цели ночью и монтируемый в контейнере неодиимевый лазер подсвета фирмы Вестингауз.

Aviation Week, 29/1 1968.

NASA опубликовала результаты анализа химического состава лунного грунта, полученные с помощью устройств для рассеивания α -частиц, установленных на аппаратах «Сервейор» 5 и «Сервейор» 6, совершивших мягкую посадку в районе «морей» Луны.

Элемент	Содержание атомов [%]	
	«Сервейор» 5	«Сервейор» 6
Углерод	<3	<2
Кислород	58±5	57±5
Натрий	<2	<2
Магний	3±3	3±3
Алюминий	6,5±2	6,5±2
Кремний	18,5±3	22±4
Кальций	} 13±3	6±2
Железо		5±2

Эти данные предполагается сравнить с результатами анализа грунта, полученными после посадки на Луну аппарата «Сервейор» 7 в горном районе.

Aerospace Technology, 1/1 1968.

Фирма Гениско Текнолоджи (шт. Калифорния) разработала систему для определения турбулентности воздуха путем измерения небольших изменений перегрузок в диапазоне от -3 до +6.

Новая система выдает летчику данные о турбулентности там, где радиолокатор может лишь обнаружить турбулентную область. Система может обеспечить немедленную информацию об изменении перегрузки, вызванном внешней границей турбулентной области, которая настолько мала, что не может быть обнаружена или измерена каким-либо другим путем. Прибор непрерывно показывает изменение перегрузки при

прохождении турбулентной области и позволяет летчику определить увеличение или уменьшение и скорость изменения интенсивности турбулентности.

Система включает акселерометр весом ~0,45 кгс для измерения перегрузки и указатель диаметром 50 мм. Акселерометр состоит из усилителя переменного тока с емкостной связью и дискриминатора.

Aerospace Technology, 29/1 1968.

Фирма Гудрич разработала для самолета Локхид С-5А «Гэлакси» тормоза колес с дисками из бериллия. Вес этих тормозов на 35% меньше, чем тормозов со стальными дисками, и общий вес тормозов для 24 главных колес уменьшается на 680 кгс.

Применение бериллия улучшает поглощение тепла, теплопроводность и снижает рабочую температуру, что позволяет применить титан для других деталей.

Фирма Гудрич выпускает также колеса и пневматики, рассчитанные на номинальную нагрузку 18 000 кгс и посадочную скорость 320 км/час. Для посадки на элементарно подготовленные дорожки с неровной поверхностью давление в пневматиках уменьшается в полете.

Interavia № 6463.

Фирмы Боинг, Локхид и Сверинген изучают возможность разработки в 1972—1975 гг. сверхзвукового административного самолета. Фирма Локхид закончила, а фирма Боинг продолжает вести исследования. Фирма Сверинген пригласила консультанта для оценки двигателей и их пригодности для самолета, а также подбирает основные технические данные, которые позволят определить вероятную стоимость самолета, возможность его сбыта и соответствие возможным требованиям заказчиков.

Все три фирмы рассматривают самолет, рассчитанный на перевозку 10 пассажиров со скоростью ~3200 км/час, и шестиместный самолет со скоростью ~2740—2900 км/час; дальность полета не менее 5650 км.

Aviation Week, 19/11 1968.

В выпуске «Обзор национальной обороны» сообщается, что на вооружении ВВС Франции имеется 2250 самолетов и вертолетов, дислоцированных примерно на 30 базах, в том числе 800 боевых самолетов (включая 300 истребителей-бомбардировщиков «Мираж» III и стратегических бомбардировщиков «Мираж» IV), 800 военно-транспортных самолетов и вертолетов и 650 тренировочных самолетов (включая 300 самолетов Фуга «Мажистэр»). В последующие два-три года на вооружение ВВС должны поступить тактические военно-транспортные самолеты «Трансэлл», истребители-бомбардировщики и тренировочные самолеты «Ягуар» и истребители «Мираж» F.1, которые постепенно заменят самолеты «Мираж» III.

В 1970 г. вступит в строй первая эскадрилья из девяти баллистических снарядов с боевой частью, имеющей тротильный эквивалент 150—200 кг, и дальностью действия ~3000 км. Две эскадрильи снарядов будут укомплектованы в 1971 г. С 1970 г. на вооружение начнут поступать подводные лодки, несущие баллистические снаряды. Тактические ядерные системы оружия начнут поступать на вооружение с 1972 г. и образуют «маневренные силы» со 150 зарядами с тротильным эквивалентом 10—25 кг.

Около 100 таких снарядов будет в армии, а остальные в ВВС и флоте.

Работа по созданию системы «круговой обороны» начнется в 1970 г. и будет завершена в 1980 г. В систему входят подводные лодки с баллистическими снарядами и межконтинентальные снаряды с термоядерными зарядами, хотя о планах разработки МБС не сообщается. Франция надеется испытать первую водородную бомбу летом 1968 г., но, вероятно, это будет отложено по техническим причинам.

Interavia № 6455.

Во время тренировочного полета 11 января 1968 г. разбился стратегический разведчик Локхид SR-71. Оба члена экипажа катапультировались и спаслись. Это четвертая известная авария самолета SR-71.

Interavia № 6428.

* * *

Фирмой Нортон разработано и подготовлено к производству бронированное сиденье летчика вертолета Белл AH-1G «Хьюкобра». Вес нового сиденья, изготовленного с применением керамических материалов, 19 кгс; вес применяемого в настоящее время сиденья, изготовленного из стали, 29,5 кгс.

Сиденье формируется из 12 слоев стеклоткани, пропитанной смолой. Снаружи нанесена облицовка из карбида бора.

Обычно броня окружает сиденье, но при этом площадь и вес брони увеличиваются приблизительно пропорционально квадрату расстояния брони от летчика, тогда как сиденье новой конструкции изготовлено из брони.

Во время испытаний облицовка из карбида бора трескалась, но целостность конструкции сохранилась.

Aviation Week, 4/XII 1967.

* * *

По данным на октябрь 1967 г. в авиационно-космической промышленности Англии работало 257 000 человек по сравнению с 252 100 человек в октябре 1966 г. и 250 800 человек в октябре 1965 г.

Interavia № 6427.

* * *

На регулярных авиалиниях в 1967 г. погибло 672 пассажира. По данным ICAO, на 100 млн. пассажиро-километров приходится 0,244 смертных случаев с пассажирами, тогда как в 1966 г. было 0,4, в 1965 г. — 0,35 и в 1964 г. — 0,39.

На регулярных авиалиниях произошло 30 катастроф (не считая двух катастроф в полете в турбулентном воздухе в отсутствие облачности, когда пассажиры были смертельно ранены) по сравнению с 24 катастрофами в 1964—1966 годах. На 100 млн. километров приходится 0,57 катастроф (0,546 в 1966 г. и 0,584 в 1965 г.), а на 100 000 летных часов — 0,29, т. е. несколько больше, чем было в 1966 г. (0,26) и в 1965 г. (0,27).

На нерегулярных авиалиниях произошло 22 катастрофы, в которых погибло 314 пассажиров и 74 члена экипажей. Наибольшее число катастроф произошло при снижении, в конце захода на посадку или при посадке и в тренировочных полетах. На регулярных авиалиниях в 1967 г. было четыре столкновения самолетов с возвышенностями, два столкновения самолетов на регулярных и одно столкновение на нерегулярных авиалиниях, два разрушения самолетов в воздухе и одна катастрофа в результате саботажа.

При взлете и на начальном участке набора высоты погибло 214 пассажиров, а при заходе на посадку и посадке 435, что составляет 58,2 и 57,7% числа пассажиров, находившихся в самолетах, соответственно.

Flight № 3070.

* * *

Фирма Локхид предлагает гражданский транспортный самолет L-500, спроектированный на базе стратегического военно-транспортного самолета C-5A «Гэлакси».

Характеристика самолета

Размах крыла	67,97 м
Длина самолета	75,6 "
Высота самолета	19,8 "
Ширина грузовой кабины	5,8 "
Высота грузовой кабины	4,1 "
Максимальный взлетный вес	~370 тс
Вес платной нагрузки при полете по маршруту Нью-Йорк — Лондон (~5750 км)	127 "
Крейсерская скорость	850 км/час

Interavia № 6434.

* * *

В центре по разработке снарядов ВВС США, находящемся на базе им. Холломэна (шт. Нью-Мексико), имеется рельсовый путь длиной 10 850 м со сверхзвуковыми ракетными салазками. С начала эксплуатации рельсового пути (в 1950 г.) было проведено более 3000 испытаний различных объектов. Проводились испытания агрегатов самолетов и ракет на прочность, испытания средств спасения летчиков, испытания снарядов в условиях действия взрывных волн, испытания систем запуска снарядов, инерциальных систем наведения и т. д. Имеется специальный участок пути длиной 1830 м.

используемый для проведения исследований эрозии под действием дождя.

В последнее время проводятся испытания летательных аппаратов в условиях, моделирующих вход в плотные слои атмосферы и воздействие ударных волн. Скорость салазок достигает 2060 м/сек.

В дальнейшем с салазок планируется проводить запуски летательных аппаратов со скоростью, соответствующей числам $M = 3 \div 6$, которые будут пролетать через зону ударных волн. В испытательном центре имеется свыше 100 различных ракетных салазок весом от ~7 кгс до 13,5 тс, которые могут перемещаться как по двухрельсовому, так и по монорельсовому пути.

Намечается дальнейшее увеличение скорости салазок до 2 500 — 3 000 м/сек и проведение испытаний в атмосфере газов различной плотности.

Air University Review, XI—XII, 1967.

* * *

Лаборатория динамики полета на базе ВВС Райт-Филд проводит исследования полых стальных шариков для подшипников. Шарик диаметром 2,5 см весит в два раза меньше, чем обычный шарик такого же диаметра, однако их прочность одинакова. Полые шарики вследствие лучшей упругости имеют значительно большую продолжительность службы, чем обычные, в которых при ударных нагрузках образуются трещины. Полые шарики изготавливаются из двух полусфер, свариваемых под высоким давлением и при высокой температуре в течение 30 сек методом диффузионной сварки.

Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik, I, 1968.

* * *

Исследования «усов» сапфира или окиси алюминия (Al_2O_3), проводившиеся в последние годы, показали, что средняя прочность материала при растяжении $700 \div 1400$ кгс/мм², модуль упругости $4,9 \cdot 10^6$ кгс/см². Однако для практического использования, например, для армирования пластиков, материал должен быть в виде непрерывного волокна.

Фирма Тайко Лабораториз совместно с лабораторией материалов ВВС США получает такие волокна, выращивая их из расплавленного алюминия. Для обеспечения максимальной прочности и однородности рост кристалла направляется по оси С. Можно выращивать кристаллы различного сечения. Волокна имеют среднюю прочность при растяжении 210 кгс/мм² (при максимальной прочности 350 кгс/мм²) и модуль упругости $4,9 \cdot 10^6$ кгс/см².

Надеются, что дальнейшие работы позволят получить волокна, имеющие характеристики, близкие к характеристикам «усов». В настоящее время их механические характеристики приближаются к борволокну — единственному волокнистому материалу с высоким модулем упругости, выпускаемому в промышленных масштабах. По сравнению с бором волокна сапфира химически менее активны, что указывает на возможность их применения в дальнейшем в композиционных материалах с металлической матрицей, подвергающихся длительному воздействию высоких температур. Волокна сапфира, превосходящие по механическим свойствам стеклянные или кремниевые волокна, являются изоляторами и могут применяться для изготовления обтекателей антенн радиолокаторов, будучи абсолютно радиопрозрачными.

Interavia Review, I, 1968.

* * *

Первый тяжелый транспортный аппарат на воздушной подушке — паром для перевозки пассажиров и автомобилей Уэстленд SR.N4 весом 165 тс спущен на воду 6 февраля 1968 г. Аппарат был выведен в открытую воду и в течение двух с половиной часов испытывался в проливе Солент. Исследовались характеристики управляемости аппарата, была достигнута скорость 93 км/час.

Строятся три аппарата SR.N4, которые намерены в конце 1968 г. использовать для регулярного сообщения через пролив Ла-Манш.

Interavia № 6446.

* * *

Предполагают, что ВВС США в ближайшее время заключат контракт на проведение предварительных проектных исследований дозвукового диверсионного снаряда с боевой частью (SCAD — Subsonic Cruise Armed Decoy). Предложения по этой системе представлены несколькими фирмами в начале декабря 1967 г. ВВС могут объявить конкурс на изготовление опытного образца системы в конце 1968 г. Весьма вероятно, что снаряд будет меньше применяемого на самолетах В-52 диверсионного снаряда «Куэйл» без боевой части, что

позволит увеличить число снарядов на самолете-носителе. Кроме того, снаряд можно будет применять против зенитных снарядов или наземных целей.

Aerospace Technology, 15/1 1968.

ВВС США предполагают к концу 1968 г. объявить конкурс предложений на проведение проектных исследований снаряда класса воздух — воздух для обороны бомбардировщиков, требования к которому уже разработаны. Исследования возможности проникновения самолета в воздушное пространство противника показали необходимость в таком оружии для борьбы с самолетами обнаружения и истребителями-перехватчиками.

Aerospace Technology, 15/1 1968.

Опубликован рисунок самолета Боинг EC-135 — носителя бортовой системы раннего обнаружения и управления AWACS. Антенна основного радиолокатора диаметром 9 м расположена на киле во вращающемся обтекателе. По заявлению фирмы Боинг, подобное расположение антенны обеспечивает хо-



рошие характеристики радиолокатора и в минимальной степени влияет на снижение летных характеристик самолета.

Aviation Week, 1/1 1968.

Опубликована фотография первого аппарата на воздушной подушке с погруженными в воду боковыми стенками Ховермарин НМ-2. Аппарат будет вскоре передан компании Бритиш Рейл для пассажирских перевозок по маршруту Портсмут — Рейд (о. Уайт). Аппарат рассчитан на перевозку 60—65 пассажиров или 5 т груза при скорости 65 км/час. Горизонтальная тяга создается гребными винтами, приводимыми двумя восьмицилиндровыми судовыми дизелями



мощностью по 320 л. с. Воздушная подушка с давлением 245 кгс/м² образуется с помощью четырех соединенных парно вентиляторов, приводимых шестицилиндровым судовым дизелем мощностью 180 л. с.

Характеристика аппарата

Длина аппарата	15,5 м
Ширина	6,1 м
Нормальный взлетный вес	16 тс
Взлетный вес в перегрузочном варианте	16,4 тс
Скорость	65 км/час
Дальность	260 км
Продолжительность движения при максимальной мощности	4 час

Фирма Ховермарин имеет заказы на пять аппаратов НМ-2.

Фирма начала разработку более тяжелых аппаратов, в том числе аппарата НМ-3 весом 70 тс для транспортировки пассажиров и автомобилей, который будет построен в 1969 г. Разрабатывается ряд проектов аппаратов с погруженными в воду боковыми стенками весом до 125 тс для военных и гражданских целей. Аппараты строятся по лицензии фирмы Ховеркрафт.

Interavia № 6446.

На стратегических бомбардировщиках Конвэр В-58А «Хаслер» и его тренировочном варианте ТВ-58А будет установлена система регистрации жестких посадок.

Самолет с треугольным крылом совершает посадку при очень большом угле атаки, вследствие чего летчик часто не ощущает удара при посадке. На самолетах В-58А и ТВ-58А кабины экипажей расположены на расстоянии 5,48 и 10,96 м от основных стоек шасси. При посадке на экипаж действуют отрицательные инерционные нагрузки, вызванные отклонением носовой части фюзеляжа вниз, и положительные инерционные нагрузки от удара, парирующие друг друга, в результате чего экипаж может не почувствовать удара, даже если он вызовет разрушение конструкции.

Система регистрации состоит из трансдуктора и индикатора и включается после выпуска шасси. Трансдуктор, расположенный вблизи ц. т. самолета, воспринимает вертикальные нагрузки при посадке, два переключателя на нем срабатывают при положительных перегрузках, равных или превышающих 2,5 и 3 соответственно.

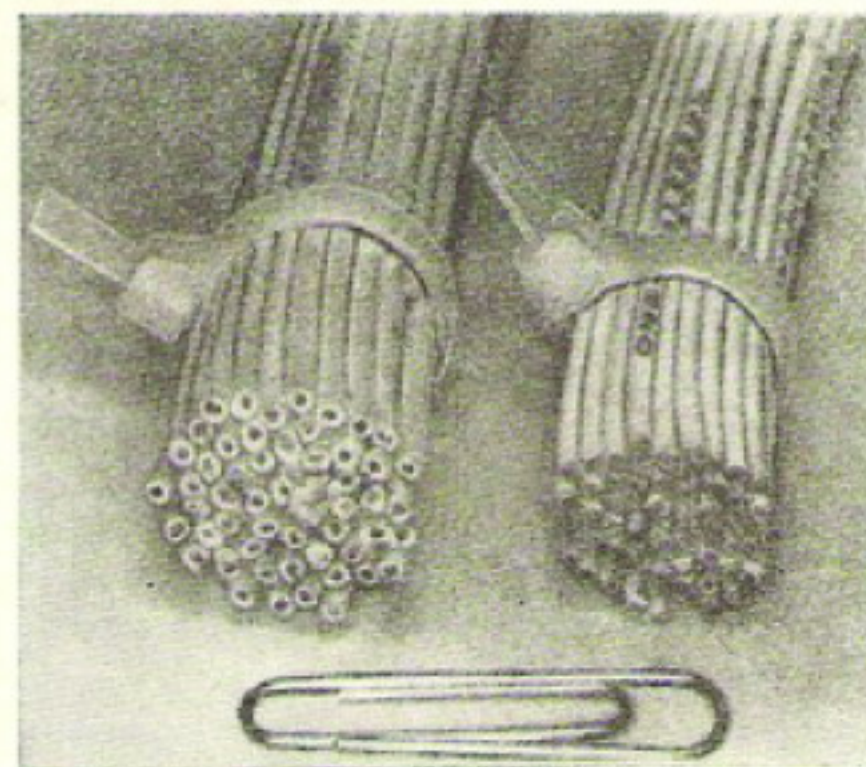
При перегрузках от 2,5 до 3 загорается одна лампа на индикаторе, при перегрузке, превышающей 3, загораются две лампы.

Вес системы ~1,4 кгс.

После каждой посадки командир самолета должен проверить блок индикатора, расположенный в кабине второго или третьего члена экипажа. Если горят одна или две лампы, командир самолета выключает их специальным ключом и делает соответствующую запись в бортовом журнале. После этого полеты самолета запрещаются до осмотра или ремонта.

Aerospace Safety, X, 1967.

В бортовых электросетях винтокрыла Локхид АН-56А «Шейен» и самолета ПЛО Р-3С «Орион» применены провода с новой изоляцией из нейлона и фторопласта (тефлон), которые на 10% легче обычных проводов, удовлетворяющих ТУ MIL-W-5086, и занимают лишь две трети их объема. По данным фирмы Дюпон, разработавшей новую изоляцию, ее использование уменьшит вес винтокрыла АН-56А на 20 кгс и самолета Р-3С — на 98 кгс. Провода рекомендуются для непрерывной нагрузки при нагреве



до температуры 120°С и превосходят провода, удовлетворяющие ТУ MIL-W-81044, по сопротивлению абразиву, теплостойкости, чувствительности к надрезам и разрыву.

На фотографии показаны сечения двух жгутов из 60 проводов диаметром 0,8 мм с обычной изоляцией из стекловолокна, поливинилхлорида и нейлона (слева) и новой изоляцией (справа).

Aviation Week, 27/XI 1967.

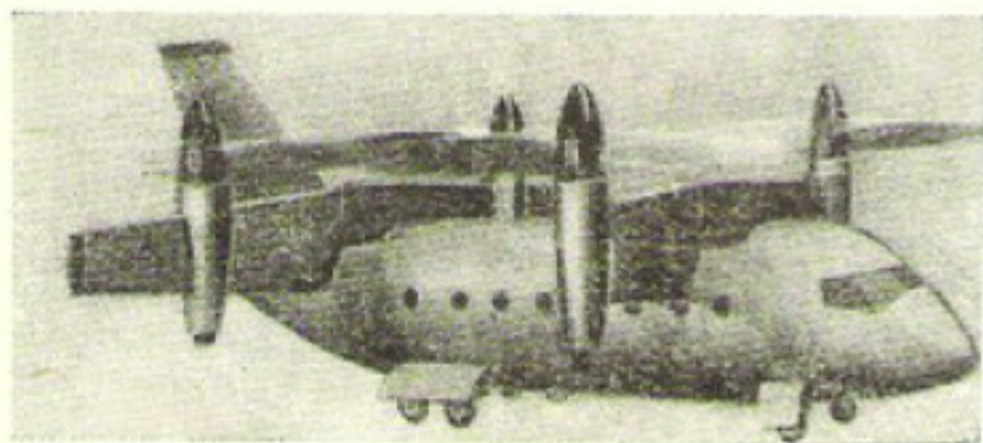
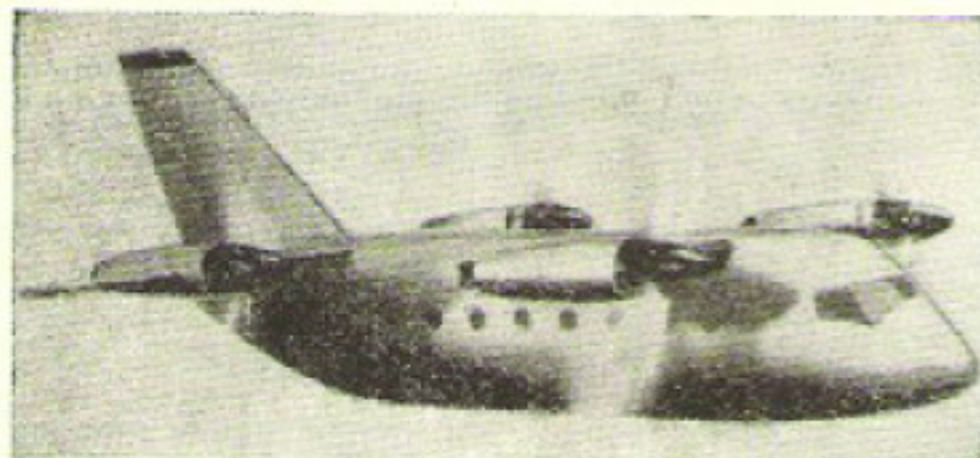
В министерстве обороны США вновь обсуждается концепция самолетного снаряда типа «Скайболт». Проводятся некоторые исследования. Новый такой снаряд будет более совершенным по сравнению со снарядом «Скайболт», разработка которого была прекращена в 1962 г.

С фирмой Мартин заключен контракт стоимостью 250 000 долларов на исследования возможности запуска снаряда типа «Поларис» с большого транспортного самолета.

Interavia № 6428.

Опубликованы дополнительные сведения о проекте транспортного вертикально взлетающего самолета VFW VC.400 с двумя поворотными крыльями и четырьмя винтами. Начнется изготовление воздушных винтов и системы трансмиссии. Винты и трансмиссия пройдут статические испытания на экспериментальном стенде, который может быть в дальнейшем использован для исследования полета на режиме висения. Целью статических испытаний является оценка преимуществ данной схемы размещения силовой установки, обеспечивающей уменьшение уровня шума и эрозии почвы. Дальнейшая разработка проекта будет зависеть от возможности получения ассигнований.

Стоимость программы разработки самолета VC.400 ~75 млн. долларов. При выделении соответствующих ассигнований стенд может быть закончен к концу 1969 г. Планируется постройка двух опытных самолетов. На программу затрачено около 7,5 млн. долларов.



На каждом крыле будут установлены по два ТВД Джернел Электрик Т64 мощностью по 3960 л. с. с автономной системой подачи топлива. Запас топлива 4000 кгс.

Interavia № 6453, 6455.

Победителем конкурса проектов легких разведывательных вертолетов для армии США стала фирма Белл. Фирмой получен заказ стоимостью 123 млн. долларов на производство в течение 5 лет 2200 вертолетов Белл 206К «Джет Рейнджер». Предусматриваются закупки 200, 300, 600 и 500 вертолетов в год. План закупок в последнем году может быть увеличен на 200 вертолетов. Общее количество закупаемых армией легких разведывательных вертолетов может возрасти до 2775.

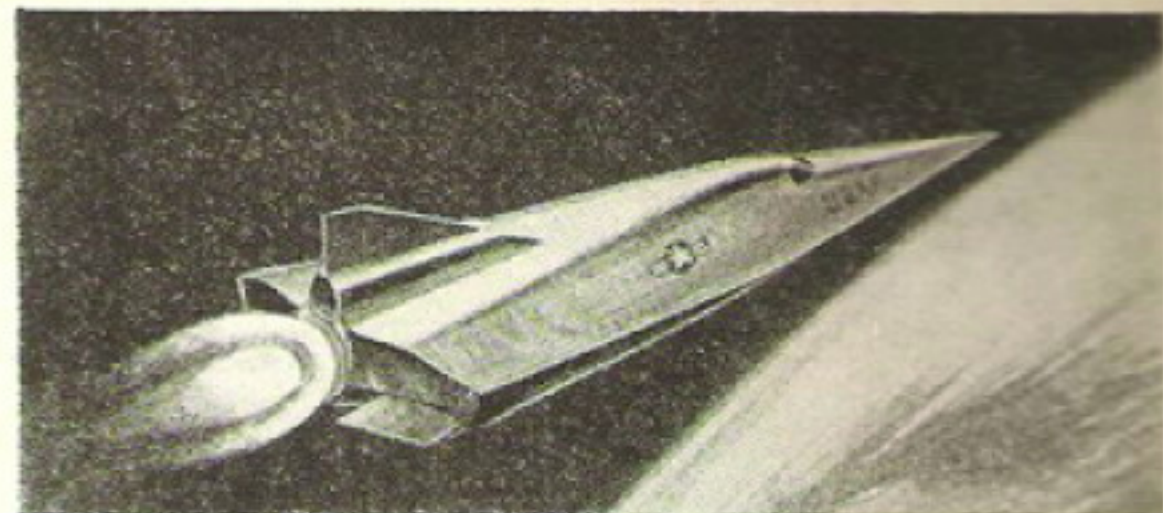
Стоимость вертолета 53 450 долларов (без двигателя и электронного оборудования).

Interavia № 6460, 6462.

Фирма Локхид 28 февраля 1968 г. поставила командованию военно-транспортной авиации США (МАС) последний 284-й стратегический военно-транспортный самолет С-141А «Старлифтер». На вооружении МАС имеется 14 эскадрилий самолетов С-141. Применение самолета позволило сократить стоимость доставки одной тонны груза с восточного побережья США во Вьетнам более чем на 50%, а время доставки с 95 час (на самолетах с ТВД) до 38 час.

Interavia № 6455.

Опубликован рисунок воздушно-космического аппарата фирмы Локхид. Придание фюзеляжу соответствующей аэродинамической формы позволило исключить большие кили. К преимуществам аппарата относятся небольшой вес, просто-



та конструкции, улучшенные устойчивость и управляемость и снижение площади, подвергающейся воздействию высоких температур.

Flight № 3070.

Фирма Каман получила заказ от флота США на исследование возможности буксировки спасательного вертолета на большие расстояния реактивным истребителем. В летных испытаниях будет применяться самолет Дуглас А-4 «Скайхоук». Самолет-буксировщик сможет обеспечить оборону вертолета во время подъема на борт экипажа потерпевшего аварию самолета.

Aviation Week, 19/II 1968.

Опубликован рисунок МБС «Минитмэн» 3. Снаряд с усовершенствованным двигателем третьей ступени и носовым обтекателем для входа в атмосферу оснащен маневрирующим многозарядным носовым конусом.

Снаряд «Минитмэн» 1 является исходным трехступенчатым снарядом. Дальность действия снаряда 10 100 км, стартовый вес 29 480 кгс, длина 17 м.

Снаряд «Минитмэн» 2 имеет более мощный, чем у снаряда «Минитмэн» 1, двигатель второй ступени, усовершенствованную систему наведения, большую дальность и боевую нагрузку и большую гибкость программирования траектории. Стартовый вес 31 750 кгс, длина 18,2 м.

Снаряд «Минитмэн» 3 весит 34 470 кгс и имеет длину 18,2 м. Диаметр корпуса третьей ступени снаряда больше, чем у снарядов «Минитмэн» 1 и 2.

Максимальный диаметр корпуса всех снарядов 1,83 м, а максимальная скорость более 24 000 км/час.

На вооружении ВВС США имеется более 1000 снарядов «Минитмэн», размещенных в подземных пусковых шахтах.

В эскадрильи снарядов имеется пять звеньев с 10 пусковыми шахтами в каждом. Глубина шахты 24,5 м, диаметр 3,66 м. Пусковая позиция занимает площадь от 0,8 до 1,2 га.

Interavia № 6457.

Согласно недавнему заявлению министра флота США, в комитете сената по делам вооруженных сил имеются долгосрочные планы создания новой системы запускаемого под водой баллистического снаряда большой дальности. Министр сообщил, что эта система может представлять соединение подводных лодок, вооруженных баллистическими снарядами с дальностью действия, удвоенной по сравнению с дальностью 4600 км последней модификации снарядов «Поларис». Флот изучает также возможность вооружения баллистическими снарядами надводных судов.

Interavia № 6456.

Командование стратегической авиации ВВС США отменило дежурные полеты всех стратегических бомбардировщиков Боинг В-52 «Стратофортресс» с ядерными бомбами. Это решение принято бывшим министром обороны Макнамарой после катастрофы бомбардировщика В-52 с четырьмя ядерными бомбами 22 января 1968 г. в Туле (Гренландия). Самолеты В-52 продолжают совершать дежурные тренировочные полеты без ядерного оружия.

Это решение отражает уменьшение значения бомбардировщиков В-52 по сравнению со стратегическими снарядами ВВС и флота США.

По неофициальным сообщениям из Оттавы, правительство Канады требует прекратить полеты над территорией Канады самолетов с ядерными бомбами в качестве условия продления соглашения об объединенном командовании ПВО Северо-Американского континента (NORAD), срок действия которого был установлен на 10 лет и истек в мае 1968 г.

Flight № 3078.

* * *

FAA выпустило новое требование к освещению осевой линии взлетно-посадочной дорожки красными огнями, которые должны устанавливаться на последних 900 м длины дорожек в основных аэропортах США. Новая система освещения предназначена для предупреждения летчиков о приближении самолета к концу дорожки при разбеге или пробеге. Полагают, что система повысит безопасность эксплуатации самолетов в условиях плохой видимости и уменьшит износ тормозов и шин, поскольку она указывает расстояние, остающееся до полной остановки самолета.

На участке от 900 до 300 м осевая линия дорожки будет освещаться чередующимися красными и белыми огнями, а на остающемся участке длиной 300 м — красными огнями.

Новую систему намечается применять в первую очередь в аэропортах, где разрешен заход на посадку в условиях погодного минимума категории 2.

Interavia № 6471.

* * *

Предполагают, что в 1968 г. в США будут значительно расширены работы по созданию вертолетов с большой грузоподъемностью. Армия намечает программу разработки тяжелого транспортного вертолета HLH с перевозимой нагрузкой 20—30 тс. Предполагаемая стоимость всей программы, рас-

считанной на восемь лет, 300—350 млн. долларов. Не исключается возможность разработки вертолета с перевозимой нагрузкой 35—40 тс, и существующий уровень техники, по мнению официальных лиц, позволяет разработать вертолет грузоподъемностью 50 тс. Еще не решен вопрос об экономической целесообразности вертолета с перевозимой нагрузкой 50 тс и целесообразности такой нагрузки, если учесть ограничения по дальности и проблемы заправки топливом. Армия в настоящее время рассматривает перевозки на расстояние 37 км.

Разработка вертолетов с увеличенной перевозимой нагрузкой оказалась возможной в значительной степени благодаря решению проблемы распределения мощности у вертолетов с несколькими двигателями. При отказе одного из двигателей суммарная мощность остальных двигателей должна обеспечивать выполнение задания.

Вертолет HLH предполагают использовать для транспортировки артиллерии и войск, разгрузки судов, для участия в совместных операциях с военно-транспортным самолетом Локхид С-5А.

Под руководством армии проведены предварительные исследования тяжелого вертолета промежуточного типа с перевозимой нагрузкой 12—20 тс, включавшие определение экономической эффективности таких вертолетов, исследования несущего винта с реактивным компрессорным приводом или с ТРД на концах лопастей, силовой установки, трансмиссии и несущего винта, а также проблемы распределения мощности от нескольких двигателей, и способы перевозки грузов на внешней подвеске.

Рассматриваемые тяжелые вертолеты (в том числе вертолеты промежуточного типа) могут иметь компоновку вертолета-крана, снабженного лебедкой с тросом длиной ~30 м.

Армия могла бы предпринять разработку тяжелых вертолетов промежуточного типа по отдельной программе или как часть общей программы разработки вертолетов HLH.

К конкурсу на разработку проектов вертолетов с большой перевозимой нагрузкой будут привлечены фирмы Сикорский, Вертол, Локхид, Хьюз и Белл. Ряд стран проявляет интерес к этим исследованиям. Расходы на разработку военных вертолетов будут компенсироваться широким использованием таких вертолетов для гражданских нужд.

Interavia № 6460.