



ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУИРОВАНИЕ

самолетов
с вертикальным
взлетом
и посадкой

Ф.П. Курочкин

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Издание второе, переработанное и дополненное



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1977

Рецензент академик О. К. Антонов

Курочкин Ф. П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. М., «Машиностроение», 1977, 224 с.

Книга освещает вопросы общего проектирования и конструирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП) и их агрегатов. Рассмотрены особенности аэродинамических схем, приведены методики определения основных параметров СВВП различных типов (винтовых, вентиляторных и реактивных).

В отличие от 1-го издания (1970 г.) в книгу включены материалы по конструированию СВВП, в ней отражены также достижения последних лет в области разработки самолетов этого типа.

Книга рассчитана на инженеров авиационной промышленности. Она может быть также полезна студентам авиационных вузов.

Табл. 4, ил. 182, список лит. 37 назв.

ПРЕДИСЛОВИЕ

В последние годы во многих странах, в том числе и в СССР, значительное внимание уделяется созданию нового типа летательного аппарата — самолету с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП). К настоящему времени в СССР и за рубежом накоплен определенный опыт по разработке, изготовлению и эксплуатации таких самолетов. Это обстоятельство позволяет в известной степени обобщить полученные результаты и на их основе предложить методы проектирования СВВП и их агрегатов, а также методы определения их основных параметров.

При написании книги автор использовал материалы теоретических и экспериментальных исследований, опубликованные в отечественной и зарубежной печати.

Во втором издании (первое издание «Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой», 1970 г.) материал книги значительно переработан и дополнен. В книгу включен новый раздел «Конструкции СВВП». Первый раздел «Общее проектирование СВВП» дополнен гл. 4 «Проектирование СВВП». Значительно переработан третий раздел Проектирование и конструкции агрегатов СВВП (особенно гл. 7 «Проектирование управления СВВП» и гл. 10 «Особенности проектирования шасси для СВВП»).

При рассмотрении ряда явлений автор пользовался общеизвестными в аэродинамике и теории воздушных винтов формулами без их обоснования и вывода, полагая, что читатель имеет в этих областях необходимую подготовку.

При изложении методов расчета автор ориентировался в основном на приближенные расчеты исходных параметров, обеспечивающих эскизное проектирование СВВП.

В работе приведен ряд графиков, позволяющих с достаточной точностью определять необходимые расчетные величины и проводить сравнение при выборе основных параметров СВВП различных схем.

ВВЕДЕНИЕ

В последние десятилетия во всем мире развитию воздушного транспорта уделяется особое внимание, что объясняется прежде всего его основным качеством — высокой скоростью, проявляющейся в наибольшей степени на средних и дальних по протяженности маршрутах полета. По скорости движения ни один из других видов транспорта не в состоянии ни сегодня, ни в ближайшем будущем конкурировать с воздушным транспортом.

Однако быстрота воздушных перевозок зависит не только от скорости полета на маршруте, но и от затрат времени на вспомогательные операции (доставка пассажиров или грузов на аэродром и с аэродрома к месту назначения, рулежка по аэродрому к месту старта и обратно и пр.).

С ростом скорости полета обычных самолетов увеличиваются взлетно-посадочные скорости, а значит и взлетно-посадочные дистанции. В результате длина взлетно-посадочных полос с учетом необходимых подходов и участков выдерживания для современных скоростных тяжелых по взлетной массе самолетов уже в настоящее время достигает четырех и более километров. Строительство для таких самолетов аэродромов достаточных размеров (8—12 км²) вблизи населенных пунктов или промышленных центров становится чрезвычайно затруднительным.

Таким образом, аэропорты все более удаляются от исходных и конечных пунктов маршрутов перевозок, растут непроизводительные затраты времени, среднепутевая скорость все более отстает от средней скорости полета. Увеличение вдвое крейсерской скорости полета самолета на линиях средней протяженности повышает среднепутевую скорость только на 10—15%.

Кроме того, развитие самолетов с обычной схемой взлета и посадки связано и с рядом других трудностей. Рост взлетной массы самолетов и увеличение давления в пневматиках шасси вызывают необходимость создания аэродромов со специальными покрытиями. Строительство сети таких аэродромов требует огромных материальных затрат и значительного времени, так как современный аэродром представляет собой комплекс весьма дорогих и сложных сооружений.

Вполне естественно поэтому поиски конструкторами таких возможностей для сокращения взлетно-посадочных скоростей и дистан-

ций, которые не накладывают каких-либо серьезных ограничений на повышение скорости полета на маршруте.

К числу таких решений следует отнести возросшую степень механизации крыла, ускорители взлета и различные тормозные приспособления на посадке (тормозные колеса, реверс воздушных винтов, воздушные тормоза, реверс тяги ТРД и др.). Некоторые из таких устройств стали неотъемлемыми агрегатами современного скоростного самолета. Однако они не полностью удовлетворяют основному требованию — существенному сокращению взлетно-посадочных скоростей и протяженности аэродрома.

Вертолеты, которые в настоящее время широко используются в народном хозяйстве страны, лишены большинства перечисленных выше недостатков, однако вследствие особенностей аэродинамической схемы их крейсерские скорости полета ограничены, что опять-таки не позволяет получить высокие среднепутевые скорости на средних и больших дальностях полета. Естественно поэтому стремление создать новый тип летательного аппарата — самолет с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП), в котором представилась бы возможность сочетать скоростные свойства самолета с вертикальным взлетом и посадкой, как у вертолета.

Для того чтобы дать сравнительную оценку СВВП по отношению к традиционным средствам воздушного транспорта — самолету обычной схемы и вертолету, — проанализируем значения среднепутевых скоростей вертолета, самолета и СВВП в зависимости от дальности полета.

Приняв средние скорости движения на маршруте (для вертолета — 250 км/ч, для обычного самолета и СВВП — 500, 700, 1000 км/ч), задавшись непроизводительным временем (для самолета — 3 ч, а для вертолета и СВВП — 1 ч, учитывая, что они могут базироваться на посадочных площадках в черте города) и проделав элементарные расчеты, получим, что наибольшие среднепутевые скорости при дальности полета до 100 км обеспечивают вертолет или СВВП. При дальности полета свыше 200—300 км более выгодно, с точки зрения экономии времени, использовать винтовые СВВП, имеющие крейсерскую скорость 500—700 км/ч, и только при дальности полета свыше 2000—4000 км использование самолетов становится эффективным наряду со скоростными СВВП.

Если учесть, что основной объем воздушных перевозок имеет место на линиях протяженностью 300—1000 км, становится ясной актуальность создания СВВП с такой дальностью полета.

В настоящее время транспортные СВВП проектируются с дальностью полета 500—1000 км, причем считается, что уже при современном техническом уровне развития самолетов и двигателей можно создать вполне рентабельные вертикально взлетающие транспортные самолеты, которые смогут конкурировать с вертолетом и обычным самолетом.

Приведем некоторые общие соображения, которые высказывались в зарубежной литературе по поводу возможных летных харак-

теристик СВВП. Прежде всего коснемся возможных весовых характеристик СВВП при сопоставлении их с самолетами обычных схем.

Удельную нагрузку на крыло для СВВП можно выбирать несколько большей по сравнению с самолетом обычной схемы, так как она для СВВП рассчитывается не из условия взлета и посадки, а из условия дальности полета и маневренности на расчетных высотах и переходных режимах. Следовательно, при одной и той же полетной массе СВВП может иметь крыло меньшей площади, что позволит уменьшить его массу.

Большинство винтовых СВВП имеют возможность производить взлет и посадку, как самолет обычной схемы, с разбегом и пробегом, поэтому для них требуется шасси обычной конструкции. Но наличие большей тяговооруженности у СВВП по сравнению с самолетом и применение мощной механизации крыла с обдувкой последнего почти по всему размаху струей от винтов позволяет иметь значительно меньшие взлетно-посадочные скорости и дистанции, что, в свою очередь, позволяет несколько облегчить конструкцию и снизить массу шасси.

Возможность осуществления вынужденной посадки на небольшую грунтовую посадочную площадку позволяет несколько уменьшить резервный запас топлива, который у пассажирских и транспортных самолетов составляет 15—30% общего запаса топлива. Это также снижает общую массу летательного аппарата.

Указанные выше возможные пути экономии массы агрегатов и нагрузки СВВП почти полностью компенсируют массу необходимых для СВВП дополнительных устройств.

При равной взлетной массе обычного самолета и СВВП последний при вертикальном взлете обычно имеет несколько меньшую полезную нагрузку. Но при взлете с коротким разбегом (200—300 м) он может поднимать такую же полезную нагрузку, как и обычный самолет.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A — кинетическая энергия;
- b — хорда;
- $b_{ср}$ — средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла;
- $b_{0,75}$ — хорда профиля лопасти на радиусе $r=0,75 R$;
- c — толщина профиля;
- \bar{c} — относительная толщина профиля, равная c/b ;
- c_e — удельный расход топлива кг/кВт·ч;
- c_R — коэффициент равнодействующей аэродинамической силы крыла, равный R/q_s ;
- c_r — удельный расход топлива, кг/даН тяги ч;
- C_T — коэффициент силы тяги винта, равный $\frac{T}{q/2\pi R^2 (\omega R)^2}$;
- C'_T — коэффициент силы тяги, отнесенной к скоростному напору, равный T/q_s ;
- D — диаметр несущего винта или вентилятора;
- E — энергетическое качество СВВП;
- F — площадь, ометаемая винтом, равная $\pi D^2/4$;
- m — масса летательного аппарата, кг;
- m_0 — взлетная масса летательного аппарата, кг;
- m_1 — масса летательного аппарата в конце полета, кг;
- H — высота полета;
- H_v — продольная сила, создаваемая винтом или вентилятором, даН;
- K — аэродинамическое качество крыла;
- K_c — коэффициент скорости винта;
- k — число лопастей, весовая отдача СВВП;
- L — дальность полета;
- $L_{взл}$ — длина взлетной дистанции;
- $L_{пос}$ — посадочная дистанция;
- $L_{пр}$ — длина пробега при посадке;
- $L_{раз}$ — длина разбега СВВП при взлете;
- $M_{кр}$ — критическое число М;
- m_d — коэффициент двухконтурности ДТРД;
- m_k — коэффициент мощности винта;
- N_v — мощность, необходимая для вращения винта, кВт;
- $N_{дв}$ — мощность двигателя, кВт;
- p — удельная нагрузка на площадь, ометаемую винтом или вентилятором, равная G/F , даН/м²;
- $p_{кр}$ — удельная нагрузка на площадь крыла, равная G/S , даН/м²;
- q — скоростной напор потока или удельная нагрузка на мощность;
- R — равнодействующая аэродинамических сил, действующих на СВВП или максимальный радиус несущего винта, даН;
- r — текущий радиус лопасти;
- \bar{r} — относительный радиус лопасти, равный r/R ;
- S — площадь крыла;
- T — сила тяги двигателя, установленного на летательном аппарате даН;
- T_v — сила тяги винта или вентилятора вдоль его оси, даН;
- T_m — сила тяги маршевого двигателя, даН;
- T_n — сила тяги подъемного двигателя, даН;

Глава 1. КРАТКИЙ ОБЗОР СХЕМ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Рассмотрим кратко некоторые особенности проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП).

Схемы и конструктивные решения для СВВП в настоящее время весьма разнообразны и зависят главным образом от назначения аппарата. К сожалению, опыт создания СВВП еще невелик и по ряду схем имеется не более одного или двух прототипов. Многие вопросы проектирования, динамики полета и конструкции СВВП находятся еще в стадии предварительного изучения и исследования.

Большой объем исследований, необходимый при создании СВВП, неизбежно требует и больших материальных затрат, что следует иметь в виду при постановке такой задачи.

При проектировании СВВП, как и любого другого летательного аппарата, основной задачей является рациональный выбор его схемы, типа силовой установки, мощности двигателей, параметров двигателей и основных параметров аппарата, обеспечивающих достижение заданных летных данных.

По сравнению с самолетом обычной схемы СВВП имеет ряд дополнительных агрегатов, которые, естественно, снижают полезную нагрузку аппарата. Кроме того, особенностью СВВП являются не только вертикальные режимы взлета и посадки, но и переходные режимы к ним от горизонтального полета.

Конструктор должен учитывать особенности управления и большую чувствительность СВВП на этих режимах к увеличению взлетной массы или снижению тяги (или мощности) двигателей.

Для достижения большой дальности полета или перевозки максимально возможной полезной нагрузки следует предусматривать возможность вертикального взлета с форсажем двигателей или взлета с коротким разбегом.

По основному признаку — способу создания подъемной силы для вертикального взлета и посадки и силы тяги на режиме маршевого полета — СВВП разделяют на винтовые, вентиляторные, реактивные и комбинированные. В свою очередь, каждую из этих групп можно подразделить на несколько подгрупп в зависимости от типа применяемого подъемно-маршевого устройства.

- t — время продолжительности полета, ч;
 V — скорость полета СВВП (относительно воздуха), км/ч;
 \bar{V} — относительная скорость, равная $V/\omega R$,
 V_1 — средняя скорость потока в плоскости диска при косоугольной обдувке винта, м/с;
 v_1 — средняя индуктивная скорость в плоскости диска винта, м/с;
 v_{1n} — средняя индуктивная скорость в плоскости винта на режиме висения — характеристическая скорость, м/с;
 v_2 — средняя индуктивная скорость в сжатом сечении струи винта, м/с;
 X — сила сопротивления, даН;
 x_d — расстояние центра давления от передней кромки, м;
 $x_{d\pi}$ — безразмерная координата центра давления, равная x_d/b ;
 Y — подъемная сила, даН;
 z — число несущих винтов или вентиляторов;
 α — угол атаки крыла;
 α' — угол атаки обдуваемой части крыла (угол между результирующей скоростью и хордой крыла);
 α_n — угол атаки винта (угол между вектором скорости полета и осью винта);
 γ — угол установки оси винта или вентилятора по отношению к хорде крыла, угол наклона подъемных двигателей по отношению к вертикали;
 δ — угол продольного отклонения тяги винта (угол между результирующей тягой винта и осью винта);
 η — коэффициент полезного действия;
 η_0 — относительный к. п. д. винта на режиме висения, равный $0,5(C_T^{3/2} m_k)$;
 θ — угол между вектором скорости полета и горизонтом;
 λ — удлинение крыла, равное l^2/s ;
 λ_ϕ — удлинение фюзеляжа, равное $l_\phi/\sqrt{4S_\phi/\pi}$;
 μ — общая тяговооруженность летательного аппарата, равная $\sqrt{\mu_n^2 + \mu_m^2}$;
 μ_n — тяговооруженность при подъеме, равная $\Sigma T_n/m$;
 μ_m — тяговооруженность на марше, равная $\Sigma T_m/m$;
 ξ — угол тангажа и коэффициент потерь мощности СУ;
 Q_n — массовая плотность воздуха на высоте H ;
 $\sigma_{0,75}$ — коэффициент заполнения винта на характерном радиусе, равный $k b_{0,75}/\pi R$;
 ϕ — угол наклона вектора тяги движителя к траектории;
 $\phi_{0,75}$ — угол установки лопастей на $r=0,75$;
 χ — угол наклона оси движителя к горизонту, угол стреловидности крыла;
 ω — угловая скорость вращения, рад/с;
 ωR — окружная скорость конца лопасти, м/с;

СОКРАЩЕНИЯ

- СВВП — самолет вертикального взлета и посадки;
 СКВП — самолет короткого взлета и посадки;
 СУВП — самолет укороченного взлета и посадки;
 ВПП — взлетно-посадочная полоса (площадка);
 ТРД — турбореактивный двигатель;
 ТВД — турбовинтовой двигатель;
 ГТД — газотурбинный двигатель;
 ТВУ — турбовентиляторная установка;
 ДТРД — двухконтурный ТРД;
 ПД — подъемный двигатель;
 МД — маршевый двигатель;
 ПМД — подъемно-маршевый двигатель;
 СА — стандартная атмосфера;
 САХ — средняя аэродинамическая хорда крыла;
 СУ — силовая установка.

На рис. 1.1 представлена примерная классификация, позволяющая большинство спроектированных и построенных СВВП распределить по основным группам и подгруппам. В дальнейшем эта классификация используется при рассмотрении конструкции СВВП.

Первые образцы СВВП были построены по схеме, предусматривающей вертикальное положение фюзеляжа на взлете и посадке,

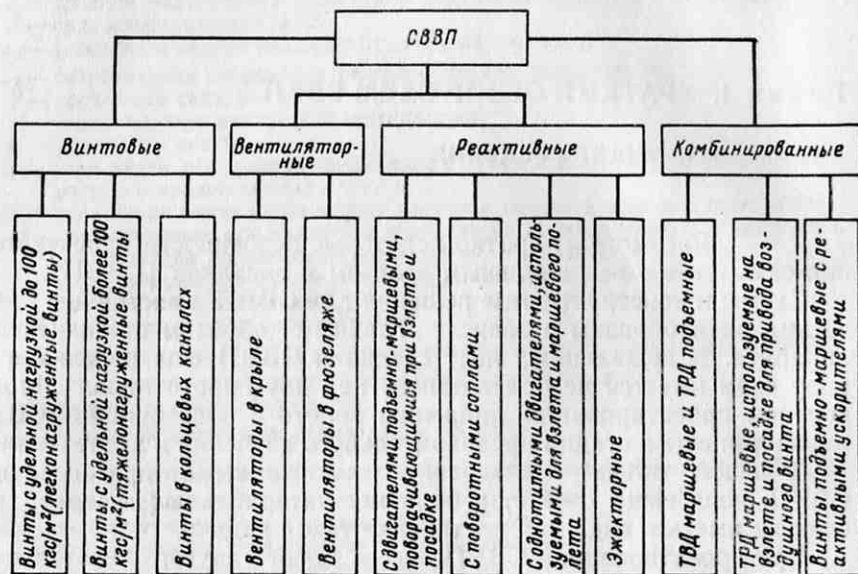


Рис 1.1. Классификация СВВП по способу создания тяги на взлете и при горизонтальном полете

но в последние годы такая схема не применяется. Объясняется это эксплуатационными трудностями, сложностью перехода от горизонтального полета к режиму снижения и приземления и рядом других технических трудностей. Поэтому в классификацию, показанную на рис. 1.1, такие схемы и не вошли.

В настоящее время СВВП строятся в основном по схемам обычных самолетов, причем вертикальный взлет и посадка совершаются при горизонтальном положении фюзеляжа. Для этого на СВВП применяются специальные силовые установки, позволяющие создавать вертикальную силу тяги при помощи винтовых, вентиляторных и реактивных двигателей. Оси таких двигателей могут располагаться и вертикально, и горизонтально, но в последнем случае для отклонения отбрасываемой двигателем струи вниз и получения вертикальной составляющей силы тяги применяются специальные устройства.

Рассмотрим наиболее характерные схемы современных СВВП.

2. СВВП С ВИНТОВЫМИ ПОДЪЕМНЫМИ И МАРШЕВЫМИ СУ

У винтовых СВВП вектор тяги для взлета и посадки при повороте в вертикальной плоскости отклоняется на угол до 90° .

Американский СВВП Конвер XFV-1, имеющий большую нагрузку на ометаемую винтом поверхность, достигающую 360 даН/м^2 , осуществляет переход к горизонтальному полету, изменяя положение своего корпуса в пространстве. На рис. 1.2 показаны характерные положения этого самолета на переходном режиме. Схема с на-

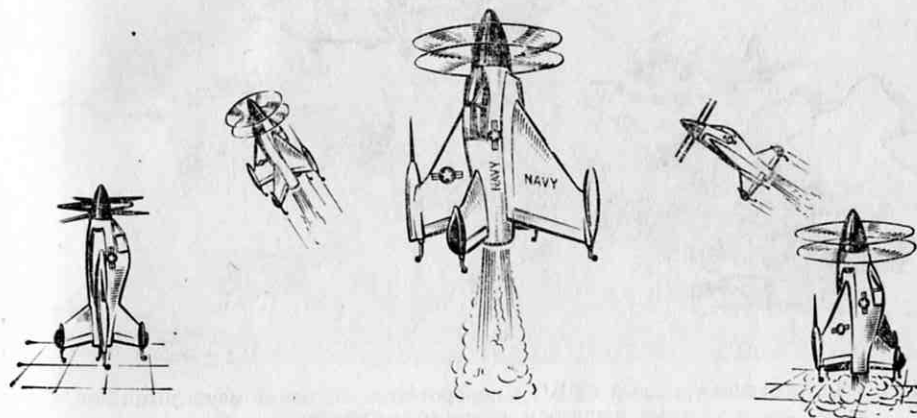


Рис. 1.2. СВВП с вертикальным положением фюзеляжа при взлете и посадке. Конвер XFV-1 и этапы его перехода от взлета к горизонтальному полету

клоном оси фюзеляжа, как уже указывалось, не получила распространения.

Значительно больший интерес представляют схемы СВВП с горизонтальным расположением фюзеляжа. У винтовых аппаратов этого типа, имеющих большую нагрузку на винты, для осуществления взлета и посадки поворачивают или только винты или винты совместно с крылом.

На рис. 1.3 представлен американский экспериментальный транспортно-десантный СВВП среднего тоннажа X-18. Он снабжен двумя трехлопастными соосными винтами с очень большим коэффициентом заполнения. Выбор такого заполнения согласуется с исследованиями [19]. Двигатели на этом самолете установлены на крыле и поворачиваются вместе с ним перед вертикальным взлетом и посадкой.

Поперечное и путевое управление на вертикальных режимах обеспечивается отклонением элеронов, расположенных в потоке от винтов, и изменением силы тяги винтов. Максимальная скорость полета аппарата 400 км/ч .

При отказе одного или двух двигателей устойчивость самолета на режиме висения не нарушается благодаря наличию синхронизации всех четырех движителей с помощью специального вала.

Такая компоновочная схема представляется перспективной. Она позволяет создать тяжелые транспортные СВВП с полетной массой 30—40 т и более, которые смогут перевозить неделимые грузы массой 10—12 т и более со скоростью 750—800 км/ч. В настоящее время фирмы Боинг и Линг-Темко-Воут разрабатывают проект СВВП с такими летно-тактическими данными.

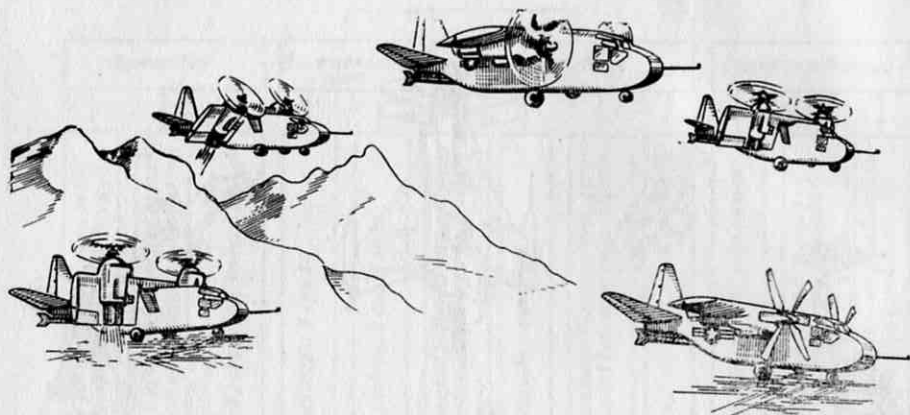


Рис. 1.3. Экспериментальный СВВП с поворотными подъемно-маршевыми винтами и крылом и этапы его полета

Примером винтового СВВП, у которого для взлета и посадки поворачиваются только винты, является СВВП с тяжелонагруженными винтами фирмы Кертис Х-19 (рис. 1.4), а также некоторые проектируемые СВВП, с легконагруженными винтами.

Считают, что основным недостатком СВВП с поворотом винта и высокой нагрузкой на винт является недостаточно гарантированная безопасность взлета и посадки в случае отказа двигателя.

Следует отметить, что СВВП с тяжелонагруженными винтами требуют применения более мощных двигателей для поднятия той же взлетной массы по сравнению с СВВП, имеющими малую нагрузку на ометаемую винтом площадь, что кроме увеличения массы СУ требует еще большого расхода топлива. Все СВВП с большой нагрузкой на винт могут при наличии аэродрома или сравнительно небольшой по размерам взлетно-посадочной площадки использоваться, как СКВП (самолеты короткого взлета и посадки), так как, обладая большой энерговооруженностью и имея достаточно большую площадь крыла с высокой степенью механизации, они могут производить сравнительно короткий разбег при взлете и короткий пробег при посадке. В этом случае они будут в состоянии поднимать вдвое большую полезную нагрузку или экономить топливо.

Более экономичными летательными аппаратами вертикального взлета и посадки, с энергетической точки зрения являются аппараты с легконагруженными винтами (см. рис. 6.1).

Пассажирские СВВП среднего тоннажа с малой нагрузкой на винт могут получить широкое применение, так как они способны, имея преимущество в скорости по сравнению с вертолетами аналогичного класса, приземляться на совершенно неподготовленных

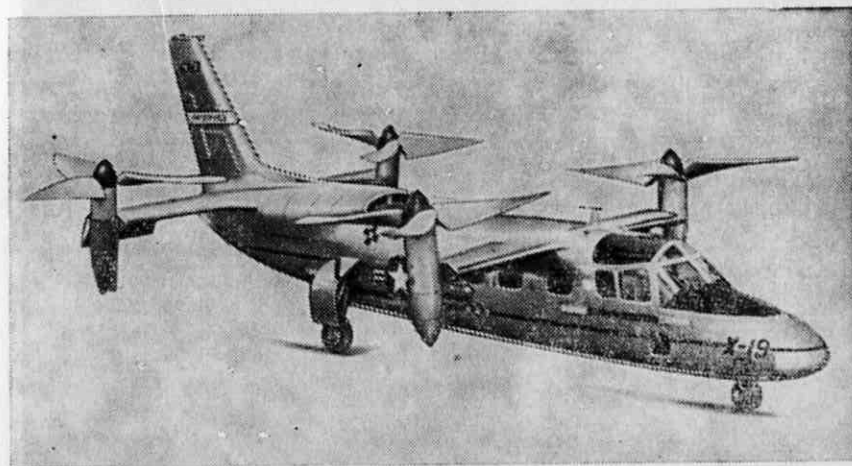


Рис. 1.4. СВВП с поворачивающимися винтами Кертис Х-19

площадках. Расчеты показывают, что с увеличением полетной массы аппарата, имеющего легконагруженные винты, максимальная скорость его полета возрастает и при полетной массе 25—30 т может достигать значений 500—550 км/ч за счет естественного роста энерговооруженности и относительно меньшего значения вредного сопротивления. Вертолеты же с аналогичными значениями взлетной массы и близкими значениями удельных нагрузок на винт могут достигать скорости полета лишь порядка 280—300 км/ч на высотах не более 1500—2000 м, так как при больших скоростях полета и на большей высоте возникает срыв потока на «попятно идущих» лопастях и появляются волновые потери на лопастях, «набегающих» на встречный поток воздуха. Эти два обстоятельства не позволяют вертолетам развивать большие горизонтальные скорости полета, причем преодолеть срывные явления на лопастях весьма трудно.

Для этого необходимо увеличить число лопастей или их ширину, устанавливать на вертолет небольшой площади крыло, тянущие винты и др., т. е. приблизить вертолет к СВВП, имеющему малую нагрузку на винт.

На рис. 1.5 представлен СВВП Х-22А фирмы Белл с поворачивающимися винтами, установленными в кольцах. Такое расположение винтов позволяет иметь сравнительно высокое качество несущей

щей системы на вертикальных режимах. Наличие четырех винтов обеспечивает эффективное управление аппаратом на режиме висения и при переходе к горизонтальному полету. Кроме того, распо-

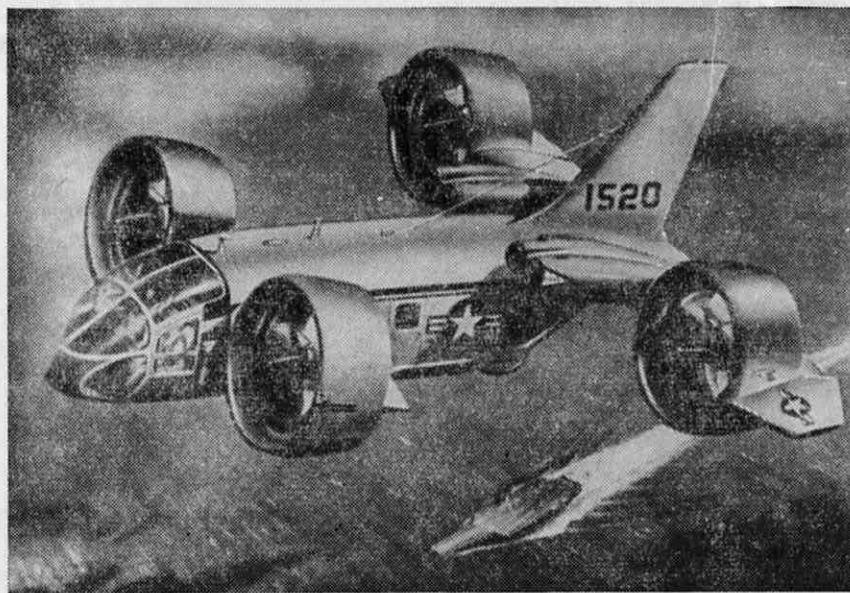


Рис. 1.5. СВВП X-22А с поворачивающимися винтами, размещенными в кольцах

ложение винтов в глубоких каналах позволяет отказаться от шарнирного крепления лопастей винтов к их втулкам, так как набегающий на винт поток воздуха на переходных режимах почти всегда направлен по оси винта. Однако установка винта в каналах несколько снижает эффективный к. п. д. винта при горизонтальном полете за счет вредного аэродинамического сопротивления каналов.

3. СВВП С ВЕНТИЛЯТОРНЫМИ ПОДЪЕМНЫМИ СУ

Значительный интерес, с точки зрения конструктивного оформления и практического применения, представляют собой СВВП, с вентиляторными подъемными двигателями. Привод вентиляторов осуществляется от основной маршевой СУ. Вентиляторы обычно устанавливаются неподвижно в крыле или фюзеляже.

При сравнительно небольшой нагрузке на площадь, ометаемую вентилятором, можно обеспечить хорошие характеристики несущей системы на режиме висения, однако при такой нагрузке ухудшается аэродинамическое качество СВВП на маршевых режимах из-за утолщения крыла или фюзеляжа при размещении в них вентиляторных установок большого диаметра и необходимости специальных

надстроек и вырезов. Кроме того, такая конструкция несколько уступает в весовом отношении СВВП, имеющим тяжелонагруженные поворачивающиеся винты. Поэтому за последние годы появляется большой интерес к тяжелонагруженным вентиляторам, расположенным в крыле самолета или в его фюзеляже и приводимым во вращение или турбиной, газы для работы которой поступают от маршевых ТРД по трубопроводам, или с помощью механического

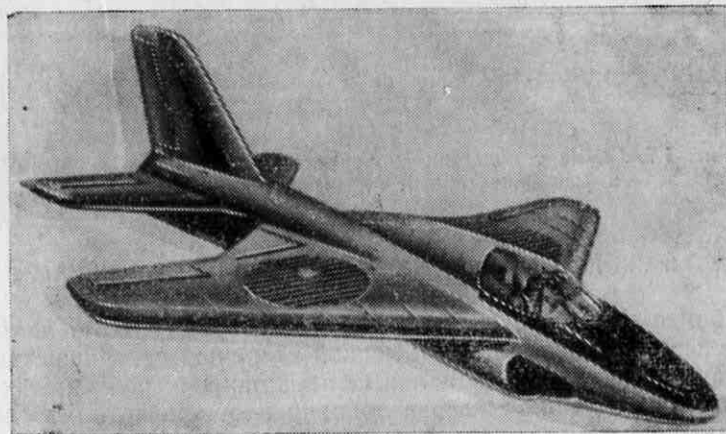


Рис. 1.6. СВВП с подъемными вентиляторными, расположенными в крыле (проект фирмы «Райан», США)

привода. Такое сочетание ТРД или ТВД и вентилятора будем в дальнейшем называть вентиляторной установкой (ВУ) и различать их в зависимости от системы привода: ВУ с газовым приводом от маршевого ТРД будем называть ТВУ (турбо-вентиляторная установка); ВУ с механическим приводом от ТВД — МВУ. Нагрузка на ометаемую площадь для тяжелонагруженных вентиляторов может достигать 2000—2500 даН/м². Исследования по созданию СВВП с ВУ ведутся сравнительно давно. Построены специальные стенды, создаются летательные аппараты, проводятся многочисленные расчетно-конструкторские и аэродинамические исследования как изолированных ВУ, так и макетов самолетов с ТВУ и с МВУ. Особый интерес к СВВП с ТВУ и МВУ связан с тем, что дозвуковым СВВП с ТРД и ТВД на марше не нужна большая тяговооруженность, т. е. отношение силы тяги маршевой силовой установки к массе аппарата $\mu_m = T_m/m$. Для них вполне достаточно иметь маршевую тяговооруженность $\mu_m = 0,3 \dots 0,4$, тогда как для вертикального взлета всегда требуется отношение вертикальной тяги подъемных устройств к массе аппарата $\mu_v = (T_v/m) > 1$; ТВУ как раз и позволяют преобразовать тягу маршевых ТРД в подъемную силу с коэффициентом 2,5—3 в зависимости от соотношения проходных сечений

ТРД и ТВУ при почти неизменном расходе топлива. Два из многочисленных проектов СВВП с ВУ представлены на рис. 1.6 и 1.7.

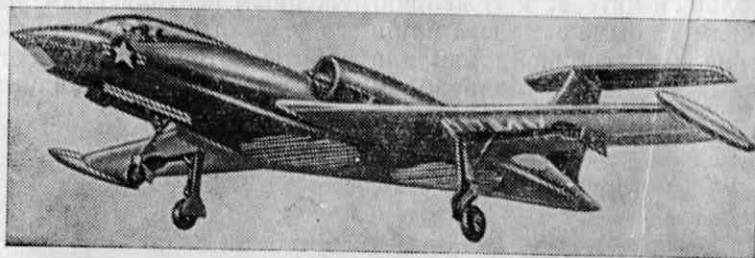


Рис. 1.7. СВВП с подъемными вентиляторами, расположенными в фюзеляже (проект фирмы «Райан», США)

4. СВВП С РЕАКТИВНЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ

Наиболее многочисленным семейством среди СВВП являются реактивные. Объясняется это высокой степенью совершенства, достигнутого в создании специальных авиационных реактивных двигателей, относительная масса и лобовая площадь которых значительно меньше, чем у других двигателей.

Какой тип реактивного боевого и транспортного СВВП наиболее рационален — сказать пока трудно, так как созданы лишь проекты и отдельные экспериментальные аппараты, окончательно показывающие возможность осуществления такого принципа полета. Ответ на вопрос о рациональности выбора той или иной схемы реактивных СВВП можно дать после длительной эксплуатации серийных аппаратов.

На рис. 1.8 представлен проект реактивного СВВП фирмы Белл D-188А, у которого маршевые двигатели поворачиваются на 90° для осуществления вертикального взлета и посадки. Маршевая скорость полета такого СВВП может достигать 2—3 М.

Несмотря на множество проектов СВВП с поворачивающимися маршевыми двигателями, имеющими наружную подвеску, они, по-видимому, не получают широкого применения, так как уже сейчас можно указать на ряд присущих им недостатков:

- установка подъемно-маршевых двигателей в отдельных гондолах двигателя, объем которых сравнительно велик, создает дополнительное лобовое сопротивление;

- установка двигателей на большом расстоянии от центра тяжести самолета приводит к тому, что при остановке одного из них на взлете резко увеличивается кренящий момент. Для парирования этого момента необходимо выключить противоположно расположенный двигатель, что из условия безопасности полета требует большой величины первоначальной тяговооруженности;

— возрастает момент инерции относительно вертикальной и продольной осей самолета, что ухудшает маневренность аппарата или требует более мощных органов управления.

Другим возможным типом реактивного СВВП является аппарат, имеющий силовую установку с поворотными выходными соплами подъемно-маршевых двигателей.

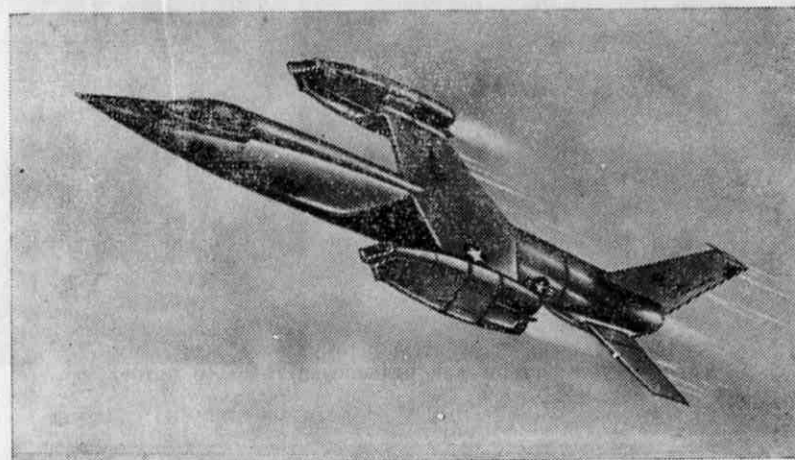


Рис. 1.8. СВВП D-188А с поворачивающимися маршевыми ТРД для осуществления вертикального взлета и посадки

Наиболее характерным представителем рассматриваемого типа СВВП является советский истребитель вертикального взлета и посадки (рис. 1.9). На этом самолете в фюзеляже установлены ТРД с отклоняемыми выхлопными соплами, предназначенными для изменения направления вектора тяги двигателя. Двигатель при этом остается неподвижным.

При вертикальном взлете, посадке и переходных режимах, когда скорость полета незначительна, обычные рули не в состоянии создать достаточные управляющие моменты. Разгон и горизонтальный полет самолета осуществляются наклоном вектора равнодействующей силы тяги вперед, а торможение — наклоном вектора равнодействующей от подъемной силы и силы тяги назад.

При взлете и посадке реактивного СВВП может использоваться также тяга специальных подъемных двигателей — реактивные СВВП с составной СУ.

На рис. 1.10 показан СВВП «Мираж 3V». У этого самолета подъемная сила на режиме висения создается с помощью восьми подъемных ТРД RB-162, установленных попарно в четырех отсеках фюзеляжа. Над отсеками с подъемными двигателями расположены выдвижные воздухозаборники. Для ускорения перехода от режима висения к горизонтальному полету подъемные двигатели несколько

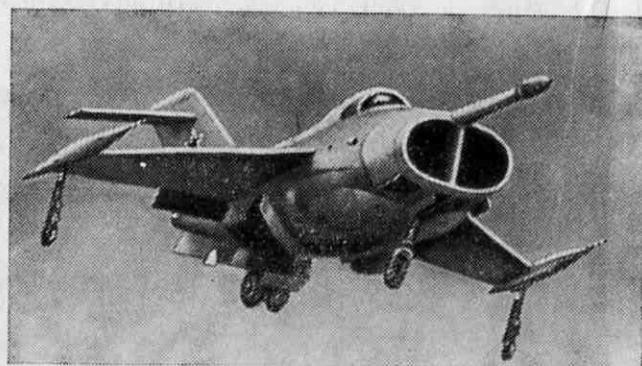


Рис. 1.9. Советский истребитель вертикального взлета и посадки с устройством для отклонения газового потока

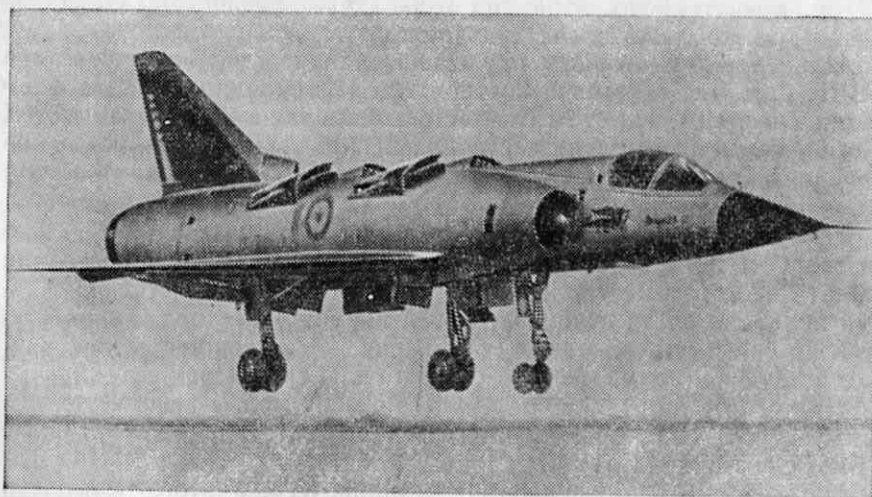


Рис. 1.10. СВВП «Мираж-3V» с составной силовой установкой

наклонены вперед, что дает горизонтальную составляющую силы тяги двигателей, которая способствует разгону самолета.

Маршевый двигатель ДТРД TF-106 с тягой 5100 даН расположен в хвостовой части фюзеляжа, причем создает только горизонтальную тягу и не участвует в создании вертикальной тяги.

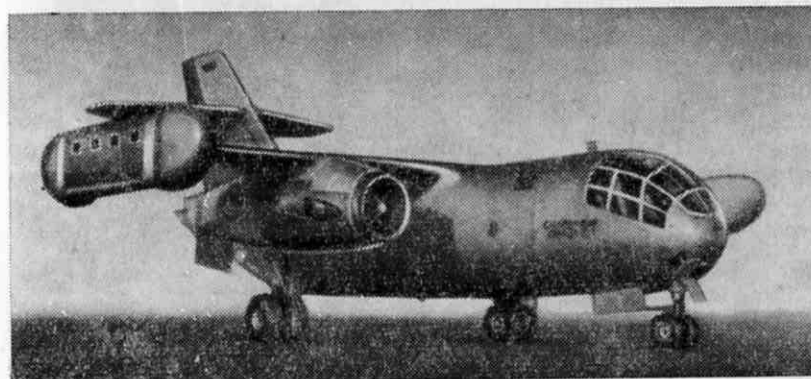


Рис. 1.11. Экспериментальный СВВП фирмы Дорнье D-31

Достоинством такой составной силовой установки является безопасность взлета, так как при выходе из строя одного из восьми подъемных двигателей подъемная сила уменьшается незначительно. Кроме того, осуществление взлета, посадки и перехода к горизонтальному полету является более простым, так как функции двигателей разграничены. Однако наличие большого числа двигателей усложняет конструкцию аппарата и управление двигателями.

Среди других СВВП с составной СУ следует указать на экспериментальный военно-транспортный СВВП фирмы Дорнье D-31 (рис. 1.11), у которого своеобразная силовая установка состоит из подвешенных под крылом контейнеров с подъемными двигателями и маршевых двигателей с поворотом выходных сопел. Такая комбинация из подъемных и маршевых двигателей с поворотом вектора тяги маршевых двигателей может оказаться наиболее рациональной для реактивных транспортных самолетов, так как в этом случае будет меньше «мертвых» грузов и, следовательно, возрастает весовая отдача аппарата.

Последним из рассматриваемых типов реактивных СВВП согласно принятой классификации (см. рис. 1.1) является аппарат, взлет которого осуществляется с помощью эжекторной силовой установки.

Наиболее характерным СВВП с эжекторной СУ является разработанный в 1961 г. двухместный СВВП «Хамингберд», у которого в центральной части фюзеляжа расположено создающее подъемную силу на вертикальных режимах эжекторное устройство, которое при горизонтальном полете закрывается сверху и снизу створ-

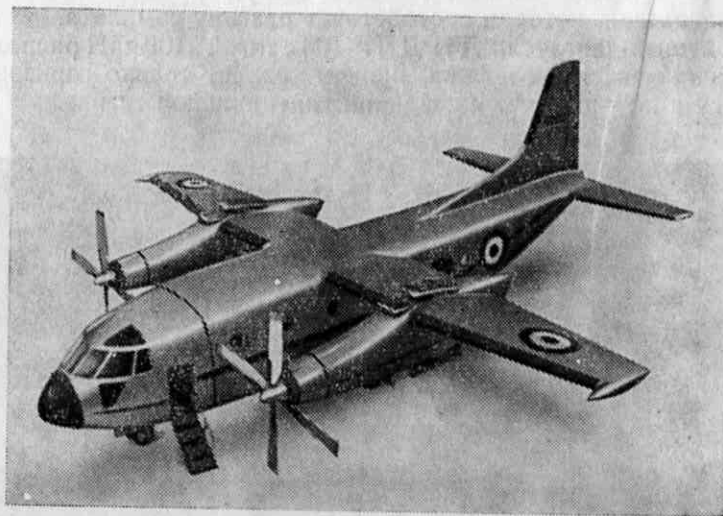


Рис. 1.12. СВВП комбинированной схемы Фиат G-222, СУ которого состоит из маршевых ТВД и подъемных ТРД (проект)

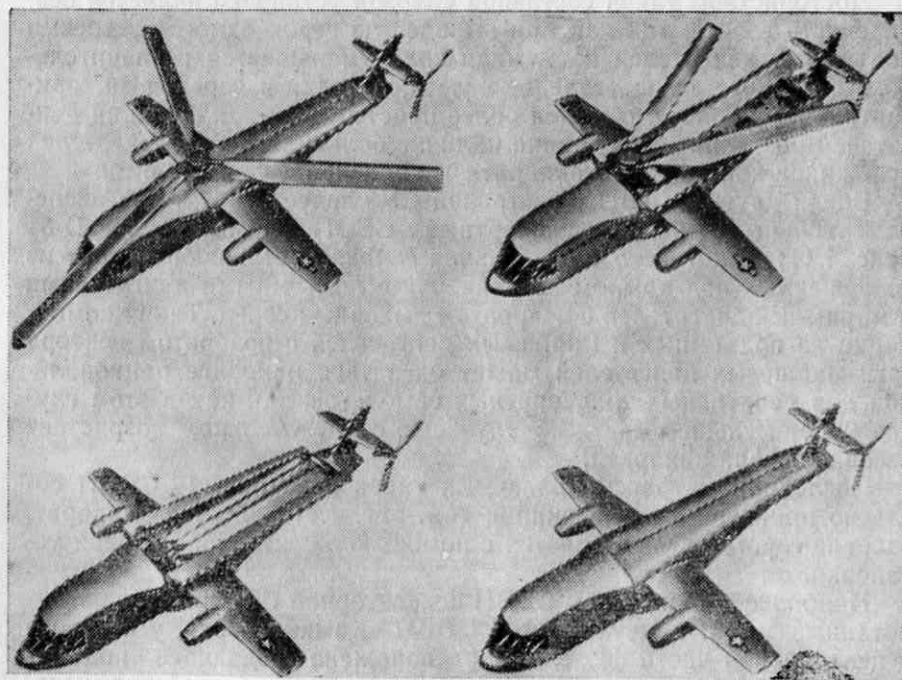


Рис. 1.13. СВВП фирмы Белл (проект) [38]

ками. Эжекторы работают от выхлопных газов двигателя, которые подаются по специальным газопроводам.

5. СВВП С КОМБИНИРОВАННЫМИ СУ

В последние годы появились проекты комбинированных СВВП, силовая установка которых представляет собой комбинацию различного типа двигателей для взлетно-посадочного и маршевого режимов, например, маршевые ТВД и подъемные ТРД, маршевые ТРД и убирающиеся подъемно-маршевые винты и реактивные ускорители и т. д.

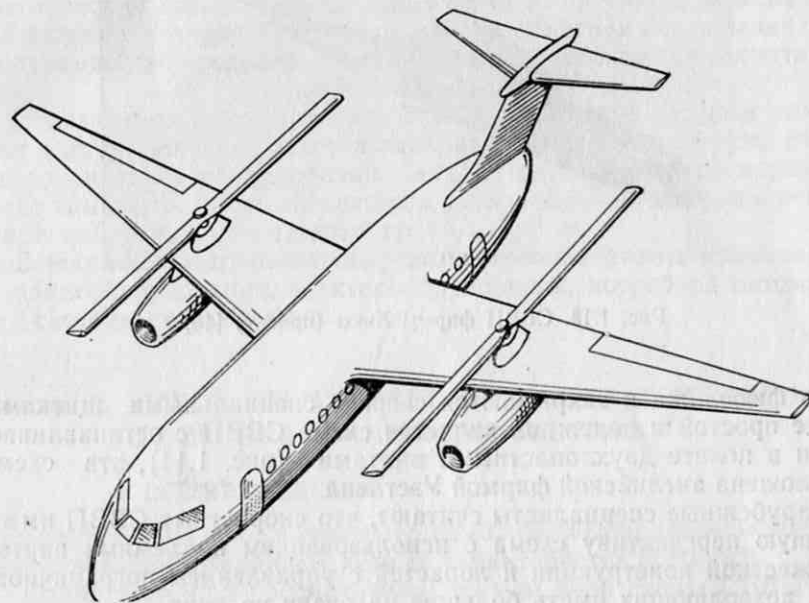


Рис. 1.14. СВВП фирмы Уэстленд (проект) [39]

Типичным дозвуковым СВВП с комбинированной СУ является самолет Фиат G-222 (рис. 1.12), имеющий маршевую винтовую СУ с ТВД; вертикальный взлет этого самолета осуществляется с помощью шести специальных подъемных двигателей, расположенных в гондолах двигателей позади маршевых двигателей.

При создании около- или сверхзвуковых СВВП применяют для маршевых СУ ТРД, а на вертикальных режимах используют убирающиеся вентиляторы или подъемные винты сравнительно большого диаметра, позволяющие получать большую подъемную силу при небольших затратах мощности. При последнем сочетании в случае выхода из строя всех двигателей наличие винтов большого диаметра позволяет использовать для снижения аппарата режим авторотации винта и режим «подрыва» в момент приземления.

Представляет значительный интерес СВВП со складывающимся в полете по вертолетному и убирающимся в гаргрот фюзеляжа трехлопастным винтом (рис. 1.13).

При достижении скорости перехода винт, имеющий переменный компенсатор взмаха, останавливается. С помощью бустерных устройств лопасти устанавливаются по потоку, убираются в верхнюю

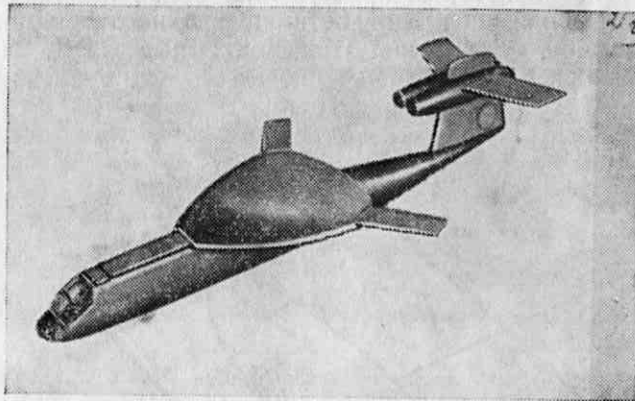


Рис. 1.15. СВВП фирмы Хьюз (проект) [40]

часть фюзеляжа и закрываются сверху специальными щитками. Более простой и надежной является схема СВВП с останавливаемыми в полете двухлопастными винтами (рис. 1.14), эта схема предложена английской фирмой Уэстленд.

Зарубежные специалисты считают, что скоростных СВВП имеет большую перспективу схема с использованием подъемных винтов полужесткой конструкции и лопастей с управлением пограничного слоя, позволяющих иметь большие нагрузки на винт.

Аналогичной по идее является схема (рис. 1.15) останавливаемого в полете трехлопастного реактивного подъемного винта, одна из лопастей которого убирается в гаргрот фюзеляжа, а остальные две могут служить элероном для треугольного крыла при маршевом полете СВВП. В качестве крыла используется большого диаметра обтекатель втулки подъемного винта, который на режиме взлета является поверхностью, препятствующей перетеканию потока из нижней на верхнюю полусферу и тем самым повышающей подъемную силу винта.

6. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Технические требования, предъявляемые к любому летательному аппарату, сводятся в основном к наиболее полному соответствию их назначения, высоких летных качеств, надежности и безопасности полета, универсальности использования, технологичности

конструкции, малой стоимости производства и экономичности эксплуатации.

Как отмечают за рубежом, к СВВП пока еще не предъявляются все перечисленные выше технические требования из-за отсутствия установившихся и отработанных образцов и недостаточного опыта эксплуатации. Основные требования, предъявляемые к ним — соответствие своему назначению и достижение определенных летных качеств.

В тактико-технических требованиях, предъявляемых к конкретному заданию на проектирование СВВП, должно быть указано его назначение, полезная нагрузка, дальность полета на крейсерской скорости или продолжительность полета, рабочая высота полета и динамический потолок, статический потолок при МСА, максимальная скорость полета на расчетной высоте, взлетная и маршевая скороподъемность, предельные атмосферные условия эксплуатации и др.

Полезная нагрузка задается в виде перечня, в котором указывают состав экипажа, массу и габариты перевозимого груза, съемное специальное оборудование, а для пассажирского варианта класс комфорта, число пассажиров, масса багажа, обогрев и вентиляцию кабин, звукоизоляцию и др.

В технических требованиях рекомендуется отразить номенклатуру радиооборудования, электрооборудования, потребной автоматики и системы стабилизации.

Глава 2. ВЫБОР СХЕМЫ СВВП И ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТИРОВОЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Схема СВВП, как и обычного самолета, выбирается, исходя из его назначения и заданных летных характеристик [3, 10, 32].

Кроме того, при рассмотрении той или иной схемы СВВП следует учитывать, в какой степени она обеспечивает:

- получение заданных летных данных;
- наименьшие потери мощности;
- устойчивость и управляемость на всех эксплуатационных режимах полета, а также безопасность полета при случайном выходе на критический режим;
- простоту и технологичность конструкций;
- снижение первоначальной и эксплуатационной стоимости;
- создание максимально возможных удобств для экипажа и пассажиров.

Особенно важной при выборе схемы СВВП является предварительная оценка схемы с точки зрения обеспечения устойчивости и управляемости на переходных режимах от вертикального подъема к горизонтальному полету и от горизонтального полета к вертикальному спуску. В ряде случаев конструктору приходится создавать дополнительные устройства, обеспечивающие устойчивость и

управляемость аппарата на всех режимах его полета (см. гл. 7). Внимание конструктора должна привлечь также «перекладка» рулей, происходящая на переходном режиме. Так, например, на режиме висения у винтового СВВП с поворотным крылом элероны могут выполнять роль руля направления и т. д.

При нерациональной схеме, неудачной компоновке и центровке СВВП могут появиться весьма большие дестабилизирующие моменты, парировать которые летчик не сможет.

У реактивных СВВП подъемные двигатели необходимо располагать вблизи центра тяжести аппарата, чтобы в случае выхода из строя одного из этих двигателей смещение равнодействующей силы тяги при этом по отношению к первоначальному центру тяжести самолета на взлете изменялось незначительно.

С точки зрения весовой отдачи (отношения полезной или полной нагрузки к взлетной массе летательного аппарата), наибольшее предпочтение должно быть отдано схеме, в которой меньше «мертвых грузов» (масс агрегатов, необходимых для взлета и посадки, но не используемых на крейсерских режимах полета, или наоборот масс агрегатов, необходимых для горизонтального полета, но не используемых на режиме взлета и висения).

Хотя вопросы выбора той или иной схемы СВВП при проектировании по заданным техническим условиям требуют тщательной проработки в каждом конкретном случае, можно указать, что, как правило, при проектировании сравнительно легких пассажирских СВВП используется двухвинтовая схема с поворотными легконагруженными винтами при неподвижном крыле; более тяжелые дозвуковые транспортные СВВП строятся по двух- и четырехвинтовой схеме с поворотными тяжелонагруженными винтами; околозвуковые СВВП имеют в качестве подъемной СУ ТВУ или ДТРД, а сверхзвуковые — ТРД.

Аэродинамическая оценка схемы СВВП, как и обычного самолета, производится на основании анализа его параметров, основными из которых являются:

— удельные нагрузки на площадь крыла ($p_{кр} = m/s$), на площадь, ометаемую винтом или вентилятором ($p = m/F$), и на мощность ($q = m/N$);

— относительная величина «вредного сопротивления» несущих частей аппарата;

— относительная величина индуктивных сопротивлений несущей системы;

— относительная величина суммы волновых сопротивлений аппарата при полете его на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях;

— величина аэродинамического и энергетического качества несущей системы;

— величина интерференции между отдельными частями аппарата на вертикальных и горизонтальных режимах полета.

Методы определения многих из указанных параметров для СВВП по условиям горизонтального полета те же, что и для обыч-

ного самолета [3, 10, 26, 32]. Они достаточно подробно изложены в работе [20], где приведены только некоторые особенности расчета горизонтального полета СВВП и основное внимание уделено расчетам параметров из условия вертикальных и переходных режимов полета.

2. УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА НА ПЛОЩАДЬ

По статистическим данным построенных образцов СВВП, удельная нагрузка p в зависимости от типа движителя (несущий винт, вентилятор и др.) и условий его работы на СВВП изменяется в следующих пределах: 50—100 даН/м² — для легконагруженных винтов, 150—450 даН/м² — для средне- и тяжелонагруженных винтов, 1000—2500 даН/м² — для подъемных вентиляторов и 2500—10 000 даН/м² — для ДТРД и ТРД.

По тем же данным удельная нагрузка на единицу площади крыла СВВП $p_{кр}$ изменяется от 100 до 500—550 даН/м² в зависимости от схемы и назначения СВВП (см. табл. 1).

Таблица 2.1

Диапазон изменения основных параметров СВВП (статистические данные зарубежных образцов)

Наименование параметра	Диапазон изменения параметров				
	Винтовые СУ			ТВУ	ТРД
	при малой нагрузке на винт ($p = 50 \dots 100$ даН/м ²)	при средней нагрузке на винт ($p = 100 \dots 150$ даН/м ²)	при большой нагрузке на винт ($p = 150 \dots 400$ даН/м ²)		
Нагрузка на эквивалентную мощность q , даН/кВт	2,6—1,6	1,6—1,3	1,3—0,8	0,8—0,45	0,24—0,15
Максимальная скорость полета V , км/ч	300—500	400—700	600—9000	700—900	>900
Нагрузка на крыло $p_{кр}$, даН/м ²	350—650	175—250	250—600	350—500	400—550 и более
Удлинение крыла λ	7,5—6	6—4,5	7—3,5	3—2,5	4—2
Окружная скорость винта (вентилятора) на режиме висения, м/с	180—220	220—260	260—290	250—270	—
Отношение миделя фюзеляжа к массе летательного аппарата $F_{ф}/m$, м ² /кг					
а) грузового	30—50	40—60	25—40	30—35	25—30
б) пассажирского	25—45	35—55	30—35	25—30	20—25
Относительная масса винтов	0,11—0,14	0,09—0,11	0,07—0,09	—	—

Если проектирование СВВП ведется на основе какого-либо построенного прототипа, то с увеличением взлетной массы конструктора

тор вынужден идти на увеличение удельной нагрузки на площадь подъемных устройств.

В самом деле, масса СВВП, как и обычного самолета или вертолета, изменяется пропорционально третьей степени линейных размеров, т. е. $m_2/m_1 = (l_2/l_1)^3$, тогда как площадь крыла, площадь, ометаемая винтом или вентилятором, растут пропорционально квадрату линейных размеров, т. е. $F_2/F_1 = (l_2/l_1)^2$. Сохранение неизменной нагрузки на ометаемую площадь потребует увеличения относительных геометрических размеров подъемных устройств по отношению к размерам самого аппарата, откуда для сохранения геометрического подобия СВВП с различной взлетной массой необходимо, очевидно, с ростом массы увеличивать нагрузку p в отношении

$$p_2 = p_1 \sqrt[3]{m_2/m_1} \quad (2.1)$$

и, если позволяет конструкция подъемных устройств, применять механизацию для повышения коэффициента подъемной силы

$$p_2 = p_1 \frac{c_{y\max 2}}{c_{y\max 1}} \sqrt[3]{\frac{m_2}{m_1}} \quad (2.2)$$

В практике проектирования геометрическое подобие СВВП его прототипу с иной взлетной массой не всегда является определяющим, и удельную нагрузку p зачастую выбирают из условий взлета, посадки, заданной дальности полета и эффективности использования двигателя данного типа (см. гл. 4, п. 2). Однако статистика по зарубежным летательным аппаратам и практика проектирования подтверждают, что найденный выше закон, как правило, сохраняется и с ростом взлетной массы аппарата оправдан переход к более высоким удельным нагрузкам на несущую поверхность.

Если известны взлетная масса аппарата, мощность его двигателей и величина возможных потерь в трансмиссии, то для принятых значений тяговооруженности $\mu = T/m$ можно определить величину нагрузки на ометаемую винтом поверхность p для СВВП с легконагруженными винтами на режиме висения.

Используя известную формулу Н. Е. Жуковского, можно получить выражение для удельной нагрузки (в даН/м²)

$$p = 2600 \frac{\Delta}{\mu^3} (N \xi \eta_0 / m)^2, \quad (2.3)$$

где ξ — возможные потери в трансмиссии, приблизительно равные 0,94—0,88.

Для получения оптимального значения нагрузки на 1 квадратный метр площади, ометаемой винтом, удовлетворяющей режимам висения и маршевого полета, необходимо приравнять потребное на этих режимах мощности с учетом скоростного напора на марше.

Как известно, на крейсерской скорости полета

$$N_{кр} = \frac{m V_{кр}}{102 K \sqrt{\Delta \xi_{тр} \eta_v}}, \quad (2.4)$$

$$\text{из формулы Вельнера } \mu m = (102/4 \sqrt{\pi} \sqrt{\Delta \xi_{тр} D \eta_0 N_{взл}})^{2/3}. \quad (2.5)$$

Возведя в степень 3/2 обе части уравнения (2.5), получим

$$N_{взл} = \frac{\mu^{3/2} m^{3/2} 4}{102 \sqrt{\pi} \sqrt{\Delta \xi_{тр} D \eta_0}}. \quad (2.6)$$

Поделив уравнение (2.4) на (2.6) и выполнив небольшие преобразования, можно получить нагрузку (в даН/м²) на ометаемую винтом поверхность, удовлетворяющую двум основным режимам полета — взлета и крейсерского полета:

$$p = \left(\frac{V \eta_0 N_{взл}}{2 K \mu^{3/2} N_{кр} \eta_v} \right)^2. \quad (2.7)$$

На основании многочисленных расчетов установлено, что аэродинамическое качество СВВП на крейсерской скорости полета составляет величину от 4 до 6. При этом для СВВП с легконагруженными винтами $K \approx 6,5$ со среднеагруженными винтами $K \approx 5,5$ и для СВВП с тяжелоагруженными винтами $K \approx 4,5$.

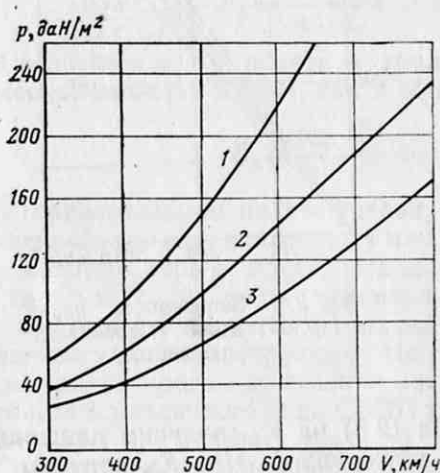


Рис. 2.1. Зависимость нагрузки на ометаемую винтом поверхность от крейсерской скорости полета:

1—тяжелонагруженные винты; 2—среднеагруженные; 3—легконагруженные

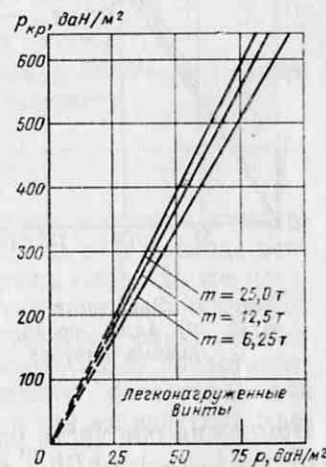


Рис. 2.2. Зависимость $p_{кр} = f(p, m)$ (для легконагруженных винтов)

Приняв такие средние значения аэродинамического качества, а также приняв $\eta_0 = 0,75$; $\eta_v = 0,8$; $\mu = 1,2$, и используя выражение (2.7), можно получить зависимость оптимальной нагрузки на винт по крейсерской скорости полета. Такая зависимость представлена на графике, приведенном на рис. 2.1.

Зависимость между нагрузкой на ометаемую винтом площадь и нагрузкой на крыло при наличии таких ограничений, как постоянная ширина фюзеляжа и расстояние внутренних винтов до фюзеляжа, а также расположение внешних винтов по отношению к кон-

цам крыла, можно определить исходя из того, что размах крыла

$$l = l_{\text{ср}} + K_l n D, \quad (2.8)$$

где $l_{\text{ф}} = b_{\text{ср}} + 2c$ — центральная часть фюзеляжа; $c \approx 0,1 \dots 0,2$ м — зазор между концом лопасти внутренних винтов и фюзеляжем; K_l — коэффициент, учитывающий перекрытие и расположение винтов относительно конца крыла; n — число винтов.

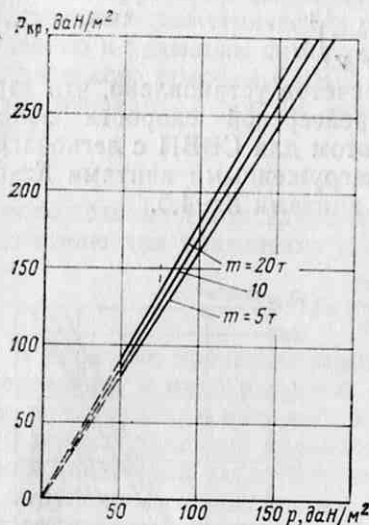


Рис. 2.3. Зависимость $p_{\text{кр}} = f(p, m)$ (для средненагруженных винтов)

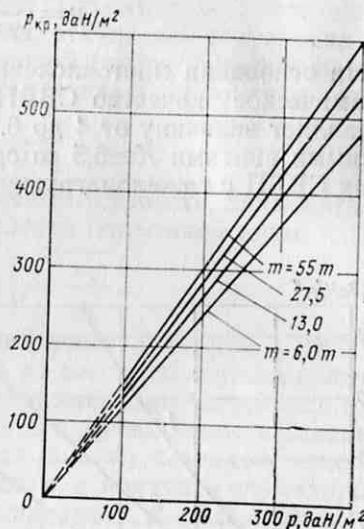


Рис. 2.4. Зависимость $p_{\text{кр}} = f(p, m)$ (для тяжело нагруженных винтов)

Помножив обе части уравнения (2.8) на $b_{\text{ср}}$, получим площадь $S = l b_{\text{ср}} = l_{\text{ср}} b_{\text{ср}} + K_l n D b_{\text{ср}}$, откуда, обозначив $b_{\text{ср}}/D = K_b$, получим

$$p_{\text{кр}} = \frac{p}{\frac{l_{\text{ср}} b_{\text{ср}} p}{m} + \frac{4 K_b K_l}{\pi}}. \quad (2.9)$$

Величина K_b обычно изменяется в диапазоне 0,4—0,6 для винтов тяжело нагруженных и 0,15—0,25 — для легконагруженных. Для средних значений K_b подсчитаны по формуле (2.9) значения $p_{\text{кр}} = f(p)$.

В качестве примеров рассмотрены три типа винтовых СВВП: с легконагруженными подъемно-маршевыми винтами, со средненагруженными и тяжело нагруженными винтами. Результаты этих расчетов $p_{\text{кр}} = f(p)$ представлены на графиках, приведенных на рис. 2.2, 2.3, 2.4. Из графиков следует, что величина взлетной массы сравнительно мало влияет на нагрузку крыла и последняя с увеличением взлетной массы, естественно, возрастает.

Формула (2.9) справедлива для СВВП, предназначенных для использования их в качестве СКВП. Если короткий взлет исключается, то нагрузка на крыло $p_{\text{кр}}$ может быть увеличена в 1,5—2 раза. Это уменьшит вредное сопротивление аппарата и, естественно, несколько повысит крейсерскую скорость полета (на 10—15%).

3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО

Другим важным параметром для винтовых и вентиляторных СВВП является величина $E = q \sqrt{p}$, которая может быть названа параметром летучести или энергетическим качеством. Чем выше значение E , тем совершеннее, с точки зрения затрат энергии, несущая система летательного аппарата.

Этот параметр на режиме висения можно выразить через аэродинамические коэффициенты винта C_T и m_K следующим образом:

а) у земли ($\rho = 0,125 \text{ кг/м}^3$)

$$E_v = \frac{102}{4} \frac{C_T^{3/2}}{m_K} = 25,5 \frac{C_T^{3/2}}{m_K}. \quad (2.10)$$

В горизонтальном полете у земли ($Y = m$ и $55 N = XV$) энергетическое качество СВВП, как и обычного самолета

$$E_r = \frac{102}{4} \frac{c_y^{3/2}}{c_x} = 25,5 \frac{c_y^{3/2}}{c_x}. \quad (2.11)$$

В горизонтальном полете удельную нагрузку p можно считать неизменной, так как изменением массы СВВП за счет расхода топлива можно в первом приближении пренебречь, площадь же несущей системы обычно также неизменна. В результате энергетическое качество будет изменяться по скорости в основном только за счет изменения удельной нагрузки q . На графике (рис. 2.5) представлены расчетные кривые изменения энергетического качества E для вертолета и различного типа СВВП с одной и той же взлетной массой $m = 30$ т при полете у земли по скорости полета.

Сравнительно небольшое значение E у вертолета на скоростях 100—300 км/ч объясняется тем, что аэродинамическое качество несущей системы обычного вертолета значительно меньше аэродинамического качества несущей системы самолета. Наименьшее значение E имеют реактивные СВВП из-за наличия у них сравнительно большой эквивалентной мощности, определяемой из условия равенства расхода топлива (по отношению к ТВД).

Однако они позволяют получить сверхзвуковые скорости горизонтального полета, так как имеют почти постоянную маршевую тяговооруженность в большом диапазоне скоростей полета, тогда как винтовые, имея равную с ними тяговооруженность на режиме висения, очень быстро теряют ее при полете с горизонтальной скоростью.

Развитие всех видов транспортных средств обычно сопровождается ростом их энерговооруженности, что вызывается (при увеличении взлетной массы) прежде всего неизбежным ростом удельной

нагрузки на несущую (опорную) поверхность аппарата. Кроме того, повышение энерговооруженности вызывается и ростом требований к маневренности и динамическим характеристикам современных транспортных средств.

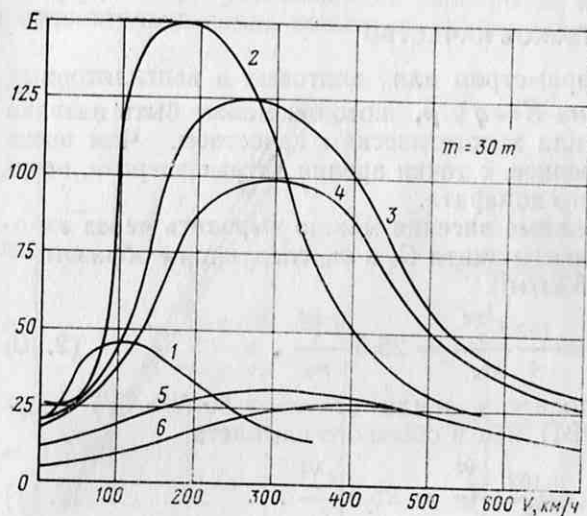


Рис. 2.5. Энергетическое качество вертикально взлетающих аппаратов:

1—вертолет $p=40$ даН/м²; 2—винтовой СВВП $p=40$ даН/м², $p_{кр}=175$ даН/м²; 3—винтовой СВВП, $p=300$ даН/м², $p_{кр}=300$ даН/м²; 4—вентиляторный СВВП с механическим приводом от ТВД; 5—вентиляторный СВВП с газовым приводом от ТРД; 6—реактивный СВВП, $p_{кр}=500$ даН/м²

4. ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТЬ

Используя известную формулу Н. Е. Жуковского, можно потребную энерговооруженность на режиме висения для винтовых и вентиляторных аппаратов представить так:

$$\frac{N}{m} = \frac{\sqrt{\pi p}}{2a} = \frac{\sqrt{p}}{51\eta_0}, \quad (2.12)$$

здесь η_0 — к. п. д. винта или вентилятора на режиме висения; $a = 102/4 \sqrt{\pi \eta_0} = 45,2\eta_0$ (для вертолетов и винтовых СВВП с небольшой удельной нагрузкой $a \approx 30-33$, для СВВП с большой удельной нагрузкой $a \approx 32-35$, для вентиляторных СВВП — $a \approx 34-36$).

С учетом потребной величины подъемной тяговооруженности и потерь мощности в трансмиссии формулу Н. Е. Жуковского можно привести к виду

$$\frac{N}{m} = \sqrt{\frac{\mu_{\pi}^3}{\Delta \eta_0^2 \xi^2}} \cdot \frac{1}{51}, \quad (2.13)$$

где μ_{π} — подъемная тяговооруженность, равная T_{π}/m ; ξ — потери мощности в трансмиссии.

В горизонтальном полете потребная энерговооруженность

$$\frac{N}{m} = \frac{XV}{102m\eta_v} = \frac{c_x}{c_y} \frac{V}{102\eta_v} = \frac{V}{102K\eta_v}, \quad (2.14)$$

где η_v — маршевый к. п. д. двигателя.

Результаты расчетов потребной энерговооруженности по формулам (2.12) и (2.14) для различных типов вертикально взлетающих аппаратов с полетной массой 4000 кг приведены на рис. 2.6.

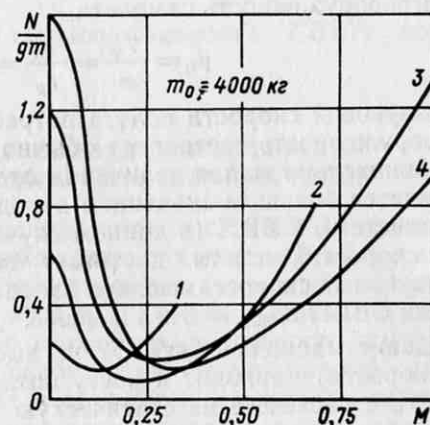


Рис. 2.6. Потребная энерговооруженность различных типов вертикально взлетающих аппаратов на режиме висения и при горизонтальном полете:

1—вертолет $p=40$ даН/м²; 2—винтовой СВВП $p_{кр}=300$ даН/м²; 3—вентиляторный СВВП $p_{кр}=350$ даН/м²; 4—реактивный СВВП $p_{кр}=400$ даН/м²

График, приведенный на рис. 2.6, построен по осредненным значениям аэродинамического качества и удельным нагрузкам p и $p_{кр}$, а поэтому он пригоден только при предварительных сравнительных оценках потребной энерговооруженности различных типов вертикально взлетающих аппаратов. Подробнее вопрос выбора значений $q = m/N$ рассмотрен в гл. 9, п. 5.

5. ТЯГОВООРУЖЕННОСТЬ

Отношение силы тяги силовой установки к массе аппарата

$$\mu = T/m \quad (2.15)$$

также являются одним из важнейших параметров СВВП. Представим общую тяговооруженность СВВП суммой составляющих: подъемной (μ_{π}), необходимой для уменьшения взлетной массы при коротком разбеге или создания подъемной силы T_{π} для осуществления вертикального подъема, и маршевой (μ_m), необходимой для обеспечения соответствующей скорости полета. Следовательно, общая тяговооруженность $\mu = \sqrt{\mu_{\pi}^2 + \mu_m^2}$. Такое разделение особенно ярко выражено у комбинированной и составной силовой установки (см. гл. 3).

Для осуществления вертикального взлета, очевидно, требуется соблюдение следующего условия: $\mu_{\pi} > 1$.

В горизонтальном полете силовая установка должна обеспечить тягу, достаточную для разгона СВВП до заданной скорости полета, и требуемую маневренность на расчетных высотах. Чрезмерное увеличение маршевой тяговооруженности, естественно, приводит к увеличению массы маршевой силовой установки и ее топливной системы, что, в свою очередь, ведет или к снижению полезной нагрузки при постоянстве взлетной массы или к росту взлетной массы аппарата при тех же значениях полезной нагрузки.

При установившемся горизонтальном полете потребная маршевая тяговооруженность самолета

$$\mu_m = \frac{T_m}{m} = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K} \ll 1. \quad (2.16)$$

На дозвуковой скорости полета потребная минимальная маршевая тяговооруженность составляет обычно величину 0,08—0,13.

Сравнительно малая величина потребной тяговооруженности μ_m объясняется большим значением аэродинамического качества K несущей системы СВВП (в данном случае крыла), которое на дозвуковых скоростях полета достигает значений 7—12 и более. На сверхзвуковых скоростях полета аэродинамическое качество составляет для СВВП $K_{св.зв} = 6 \dots 4$ и менее.

Падение маршевой тяги СУ по высоте (а для винтовых СВВП и по скорости) приводит к росту потребной маршевой тяговооруженности в пересчете на статическую тягу T_0 ($V, H=0$) так что для сверхзвуковых СВВП потребная тяговооруженность T_0/m_0 обычно значительно превышает единицу.

Таким образом, общая потребная тяговооруженность СВВП во время полета может изменяться в довольно больших пределах от $\mu > 1$ на взлете до $\mu \ll 1$ при дозвуковом горизонтальном полете и $\mu \leq 1$ при сверхзвуковом полете.

Величина располагаемой тяговооруженности зависит от режима полета и от типа силовой установки.

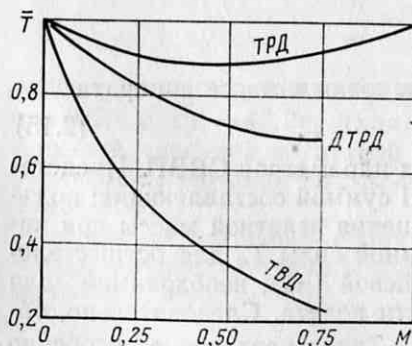


Рис. 2.7. Изменение относительной силы тяги T силовой установки с ТРД, ДТРД и ТВД в зависимости от числа M

Так как в полете масса аппарата изменяется незначительно и в первом приближении ее можно считать постоянной, то величина маршевой тяговооруженности зависит только от располагаемой тяги двигателя (двигателя). Рассмотрим, как изменяется располагаемая тяга различных СУ по скорости полета.

На рис. 2.7 дан типовой график изменения относительной силы тяги трех типов СУ в зависимости от скорости полета. У винтовой СУ сила тяги винта при полете с горизонтальной ско-

ростью очень быстро падает и для тяжелонагруженного винта при скорости $V \approx 900$ км/ч ($M \approx 0,75$) составляет 20—25% от силы тяги на режиме висения. У СУ, имеющих небольшую нагрузку на винт, сила тяги по скорости падает еще более круто. Таким образом при горизонтальном полете (скорость полета $V \approx 850 \dots 900$ км/ч) сила тяги винтовой СУ в 4—5 раз меньше первоначальной. Сила тяги ТРД по скорости полета мало изменяется. Более того, при увеличении скорости полета в околосвуковой области тяговооруженность СВВП с ТРД не только не падает, но до определенного числа M возрастает [25].

Вопросы выбора уровня тяговооруженности СВВП подробно рассмотрены ниже, в гл. 3.

6. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

Полезно сравнить летные характеристики СВВП, обычного самолета и вертолета при равных значениях взлетной массы и одинаковых значениях основных относительных расчетных параметров (рис. 2.8). Если вертолет 1 и СВВП 2 имеют близкие по величине удельные нагрузки q и p , то максимальная скорость горизонтального полета у СВВП почти вдвое больше максимальной скорости вертолета. Сравнение СВВП и самолета, имеющих одинаковую энергооруженность и максимальную скорость полета, показывает,

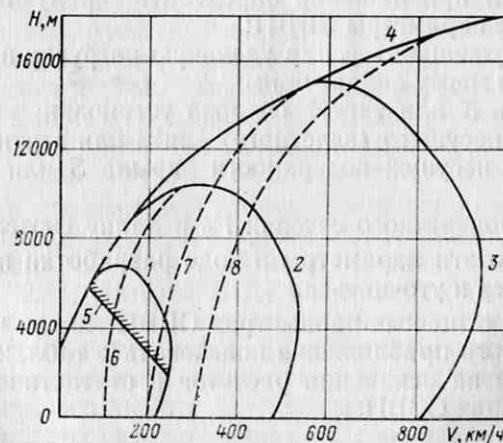


Рис. 2.8. Области возможного применения вертикально взлетающих аппаратов и самолетов:

1— $V=f(H)$ вертолетов; 2— $V=f(H)$ СВВП с легконагруженными винтами; 3— $V=f(H)$ вентиляторных СВВП и винтовых СВВП с тяжелонагруженными винтами; 4— $V=f(H)$ вентиляторных СВВП с ТРД, реактивных СВВП и реактивных самолетов; 5—граница высоты и скорости полета у вертолетов из-за срыва потока на лопастях несущего винта; 6, 7, 8—средние значения минимальных скоростей полета самолетов соответственно при $V_{max} = 540, 950$ и более 1100 км/ч

что области их возможного применения по высотам будут почти одинаковыми, за исключением области минимальных скоростей полета. Самолет с максимальной скоростью полета 540 км/ч имеет посадочную скорость 6 около 100 км/ч (при наличии очень хорошей механизации). Длина послепосадочного пробега и разбега при взлете у такого самолета более 200 м, что потребует посадочную площадку протяженностью более 500 м, тогда как СВВП способен взлетать и производить посадку на площадке немногим больше габаритных размеров аппарата.

Еще больше область возможного применения СВВП с тяжело-нагруженными винтами. Такие СВВП имеют почти ту же максимальную скорость полета, что и обычные винтовые самолеты, но несколько уступают им по динамическому потолку при равной энерговооруженности на марше. Что же касается взлетно-посадочных характеристик, то и здесь преимущество на стороне СВВП с тяжело-нагруженными винтами, который может производить посадку вертикально на любой пересеченной местности без специальной ее подготовки, тогда как самолеты, имеющие максимальную скорость полета 800—900 км/ч, требуют для взлета и посадки специальных ВПП большой протяженности и с твердым покрытием.

Наибольшую область возможного применения по скоростям и высотам имеют реактивные СВВП.

Выбрав и обосновав ту или иную аэродинамическую схему СВВП, удовлетворяющую полученному заданию, или исходя из максимального полетного энергетического качества (см. рис. 2.5), можно в первом приближении определить следующие основные конструктивные параметры СВВП:

- тяговооруженность μ или удельную нагрузку на мощность q ;
- взлетную массу аппарата m_0 ;
- мощность N или тягу T силовой установки;
- диаметр несущего (взлетного) винта или вентилятора D ;
- площадь несущей поверхности крыла S или удельную нагрузку;
- мидель поперечного сечения F_ϕ и длину фюзеляжа L_ϕ и др.

Заметим, что эти параметры в ходе разработки проекта СВВП могут изменяться и уточняться.

При выборе основных параметров СВВП можно рекомендовать в качестве первого приближения пользоваться табл. 2.1, данные которой получены на основании расчетов и статистических данных для существующих СВВП.

7. УЧЕТ СООБРАЖЕНИЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СВВП

К СВВП, как и ко всякому новому типу летательного аппарата, надежность которого на первых этапах его развития и применения недостаточно ясна, предъявляется ряд дополнительных требований, обеспечивающих безопасность полета и нормальные условия экс-

плуатации. К первым из них относятся требования безопасного спуска на землю в случае отказа двигателя на режиме вертикального взлета и посадки. В этом случае, кроме катапультируемых сидений экипажа для спуска его с парашютом, могут быть применены специальные парашюты для спуска СВВП на землю в аварийных ситуациях, раскрывающиеся с помощью сжатого воздуха или пиропатрона, быстродействующие реактивные двигатели и другие устройства. Наиболее рациональным, с точки зрения обеспечения безопасности полета, является применение большого количества двигателей для того, чтобы выход из строя одного из двигателей незначительно влиял на изменение требующейся тяговооруженности μ_n (более подробно см. гл. 3, п. 2).

В отношении особенностей эксплуатации СВВП следует указать на то, что у реактивных СВВП на режиме висения и при полетах с малой скоростью на небольшой высоте, а также во время взлета и приземления подъемные двигатели создают мощные потоки горячих газов. Средняя температура газов на расстоянии $h/D=5$ от обреза сопла превышает 200°C .

Исследования температуры на поверхности площадки, с которой поднимается реактивный СВВП, показывают, что при удалении от центра струи на расстояние, равное десяти диаметрам струи, температура достигает 50°C , а скорость потока и динамическое давление в ядре струи настолько велики, что вызывают эрозию поверхности (см. гл. 4). Эти данные указывают на необходимость для повседневной эксплуатации реактивных СВВП подготовленных соответствующим образом взлетно-посадочных площадок (ВПП). Эксплуатация реактивных СВВП с неподготовленных площадок, как показывает зарубежный опыт, может снизить тягу (мощность) двигателей в результате рециркуляции потока и засорения сеток воздухозаборников. Так, например, имел место случай, когда взлет реактивного СВВП с аэродрома, имеющего травяное покрытие, был прекращен из-за того, что сетки воздухозаборников засорились травой, сорванной струей газов с поверхности аэродрома.

Примером специальной взлетно-посадочной площадки для постоянной эксплуатации реактивных СВВП может служить площадка, построенная для проведения испытания английского СВВП Р.1127 (рис. 2.9). На этой ВПП имеется бетонный ложемент, размерами по ширине приблизительно равный размаху крыла, а по длине — 1,5 длины фюзеляжа. В ложементе расположена решетка, состоящая из множества направляющих лопаток, выполненных из толстого листового железа и укрепленных на продольных и поперечных металлических колосниках, опирающихся на металлическую ферму. Направляющие лопатки пропускают струю газов двигателя под ВПП и отклоняют ее в направлении имеющегося специального выхода. Такое устройство позволяет безопасно обслуживать реактивный СВВП не только в период его испытания на привязи, но и в повседневной эксплуатации.

У винтовых СВВП на режиме обратного перехода (горизонтальный полет — спуск) наблюдается срыв потока с крыла, которого

можно избежать только рациональным выбором типа механизации крыла, параметров СВВП и наличием достаточной мощности силовой установки, в силу чего надежность двигателей винтовых СВВП должна быть более высокой, чем двигателей самолета. Во избежание асимметрии подъемной силы аппарата на режимах висения и

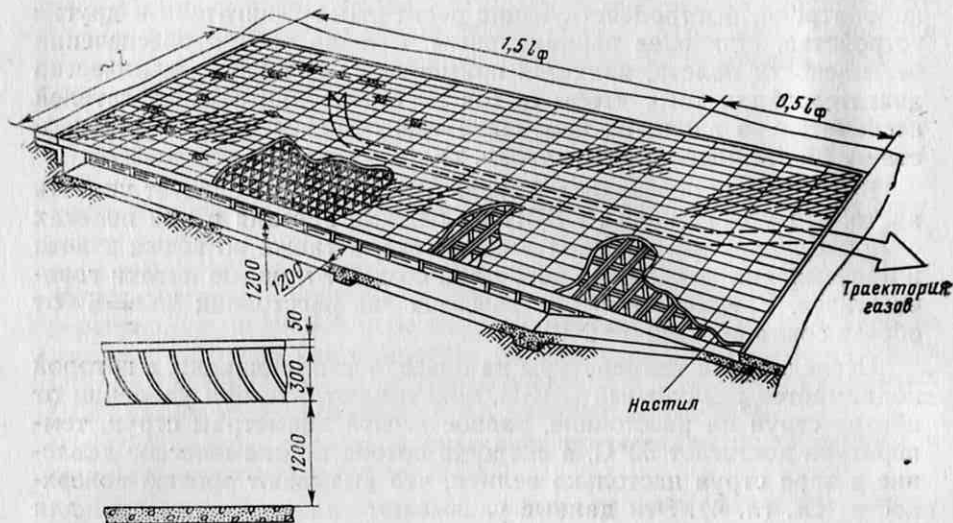


Рис. 2.9. Конструкция взлетно-посадочной площадки для взлета и посадки реактивных СВВП

перехода в конструкции необходимо предусматривать устройства для автоматического перераспределения мощности (тяги) двигателей в случае отказа одного из них (синхронизацию).

Потенциальные возможности СВВП, способствующие улучшению безопасности полета при вертикальном взлете и посадке по сравнению с обычным самолетом, следующие:

- отсутствует разбег и пробег перед взлетом и после посадки;

- отпадает необходимость полета на сравнительно большой скорости и небольшой высоте (0,5—1 м) у земли для погашения скорости перед посадкой и для разгона перед взлетом;

- при постоянной эксплуатации и в случае вынужденной посадки значительно меньшее значение имеет характер поверхности посадочной площадки;

- малые взлетно-посадочные скорости полета, большая маршевая тяговооруженность при взлете и мощная механизация крыла для винтовых СВВП при посадке по-самолетному требуют меньшего воздушного пространства, в котором осуществляется взлет и посадка, что значительно облегчает наземный контроль и управление полетами;

- ввиду малой скорости полета перед посадкой летчик располагает большим временем для выбора решений и корректировки траектории полета;

- сравнительно малые скорости контакта с землей при аварийной посадке дают меньшие перегрузки, что приводит и к меньшим травмам при авариях;

- в обычных условиях эксплуатации возможно иметь скорости отрыва и приземления, близкие к нулю.

Аэродинамические исследования моделей винтов на режимах снижения с работающим двигателем ($\phi_{0,75} = 10^\circ$) показали, что при изменении вертикальной скорости снижения $V_v = V/\omega R$ в пределах $\pm 0,05$ их тяга почти не изменяется. С достаточной для целей предварительного расчета точностью можно принять, что значительного увеличения силы тяги при вертикальном взлете и снижении со скоростями до 10 м/с не происходит. Тогда и ускорение при вертикальном взлете и снижении будет постоянным для всех типов СВВП (без учета сил лобового сопротивления). При этом условии ускорение $a = g(\mu_n - 1)$ и скорость

$$V_v = \sqrt{2g(\mu_n - 1)H}. \quad (2.17)$$

На рис. 2.10 приведены скорости приземления V_v СВВП в зависимости от высоты начала их снижения H , рассчитанные по этой формуле. На этом же рисунке нанесены кривые (пунктиром) свободного падения тела без учета воздушного сопротивления (А) и с учетом последнего (Б).

Из рис. 2.10 следует, что если у СВВП на высоте 10—15 м откажет один двигатель и первоначальная тяговооруженность снизится на 25% ($\mu = \mu'/\mu_n = 0,75$), то при первоначальной подъемной тяговооруженности $\mu_n = 1,05$ он будет иметь скорость приземления парашютиста. При такой скорости снижения считается, что СВВП сравнительно благополучно приземлится и возможна поломка только шасси. Если же первоначальная тяговооруженность аппарата была 1,17, то скорость приземления будет близка к расчетной максимальной скорости приземления. Поэтому высказываются мнения о необходимости перехода к снижению на высоте не более 15—20 м, при которой потеря тяговооруженности 25% не представляет опасности.

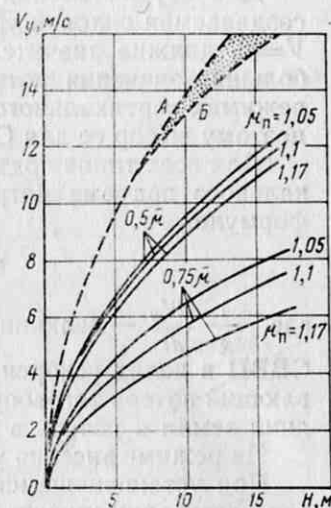


Рис. 2.10. Зависимость скорости приземления от высоты начала снижения и величины отношения оставшейся тяговооруженности к первоначальной

Глава 3. ВЫБОР ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ И ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для осуществления вертикального взлета вертикальная тяга, создаваемая силовой установкой летательного аппарата на режиме $V=0$, должна значительно превышать его взлетную массу. Наибольшие значения потребной тяговооруженности имеют место на режимах вертикального подъема и на режиме разгона самолета, а поэтому выбор ее для СВВП следует производить на этих режимах.

Для всех типов подъемных силовых установок на режиме вертикального подъема потребная тяговооруженность определяется по формуле

$$\mu_{\text{по}} = 1 + \frac{1}{g} \frac{dV_y}{dt} + C, \quad (3.1)$$

где $\frac{1}{g} \frac{dV_y}{dt}$ — величина потребного вертикального ускорения СВВП в долях ускорения силы тяжести; C — коэффициент, учитывающий потери тяговооруженности из-за рециркуляции потока, влияния земли и потерь в воздухозаборниках двигателей.

На режиме висения у земли $\mu_{\text{по}} \geq 1 + C$.

При установившемся горизонтальном полете потребная маршевая тяговооруженность для всех типов СВВП может быть определена по формуле

$$\mu_{\text{м}} = 1/K, \quad (3.2)$$

а при разгоне под углом θ к горизонту

$$\mu_{\text{м}} = 1/K + \sin \theta + dV_x/gdt. \quad (3.2a)$$

Выбор общей тяговооруженности СВВП определяется условиями взлета и посадки, маршевого полета и разгона на переходных режимах. Используя общие соотношения (3.1), (3.2) и (3.2a), можно оценить уровень потребной подъемной и маршевой тяговооруженности СВВП на этих режимах. При этом следует учитывать дополнительные требования, связанные с необходимостью обеспечить взлет СВВП в условиях, отличных от стандартных атмосферных условий на уровне моря, безопасность взлета и посадки при отказе одного из двигателей СУ и особенности схемы построения переходного режима для различных типов винтовых СВВП (с поворотными винтами, с поворотными винтами и крылом, с винтами в кольцах и вентиляторных).

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ПОДЪЕМНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ СВВП С УЧЕТОМ УСЛОВИЙ ВЗЛЕТА

При определении величины первоначальной подъемной тяговооруженности $\mu_{\text{п}}$, необходимой для осуществления вертикального взлета СВВП в стандартных атмосферных условиях, как указывалось выше, следует исходить из возможности получения необходимого вертикального ускорения с учетом рециркуляции потока, влия-

ния земли и потерь в воздухозаборниках ТРД. Последнее иногда достигает 4—5% от силы тяги или мощности двигателей.

В общем виде избыток силы тяги (в Н) из условия обеспечения, необходимого ускорения на взлете, может быть определен из соотношения

$$T - m = m(dV_y/dt) + c_x(\rho V_y^2 S/2) + C.$$

Небольшие значения скорости V_y при вертикальном наборе высоты позволяют пренебречь вторым членом правой части уравнения. Погрешность при этом не превышает 1—2%. Поэтому получаем формулу (3.1)

$$\mu_{\text{п}} = 1 + (dV_y/gdt) + C \quad (3.3)$$

$$\text{или} \quad \frac{dV_y}{dt} = g(\mu_{\text{п}} - 1 - C) = \frac{d(V_y)^2}{2dH}.$$

Проинтегрировав (3.3), можно получить известную формулу, позволяющую определить время набора высоты H при $\mu_{\text{п}} = \text{const}$:

$$t = \sqrt{\frac{2H}{g(\mu_{\text{п}} - 1 - C)}}. \quad (3.4)$$

По формуле (3.4) построен график (рис. 3.1), показывающий, что для набора высоты 25 м за 7—10 с требуется тяговооруженность $\mu_{\text{п}} = 1,05 \dots 1,1$ при отсутствии потерь и примерно 1,1—1,15, если принять уровень потерь равным ориентировочно 5% тяги. Учитывая указанный реальный уровень потерь, получаем потребную первоначальную подъемную тяговооруженность (для стандартных атмосферных условий) $\mu_{\text{по}}$. С учетом потерь мощности на управление величина $\mu_{\text{п}}$ будет несколько большей. Однако нужно учитывать, что действительные условия эксплуатации СВВП значительно отличаются от международных стандартных атмосферных условий.

На рис. 3.2 представлен график, иллюстрирующий возможные условия эксплуатации вертикально взлетающих летательных аппаратов и требования, которые к ним предъявляются со стороны ИКАО, ФАА и армии США.

При изменении температуры окружающего воздуха или высоты полета сила тяги газотурбинного двигателя изменяется за счет изменения расхода воздуха и давления в двигателе.

Для эксплуатации СВВП с ВПП, расположенных на высоте

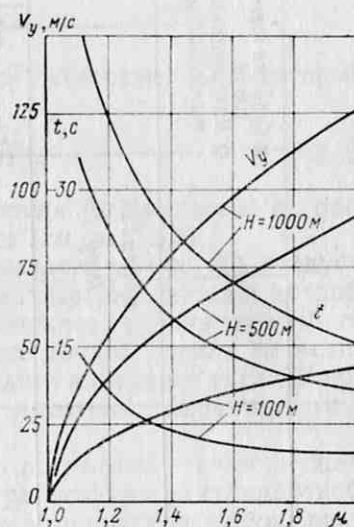


Рис. 3.1. Зависимость параметров вертикального взлета V_y и t от тяговооруженности СВВП с горизонтальной осью фюзеляжа

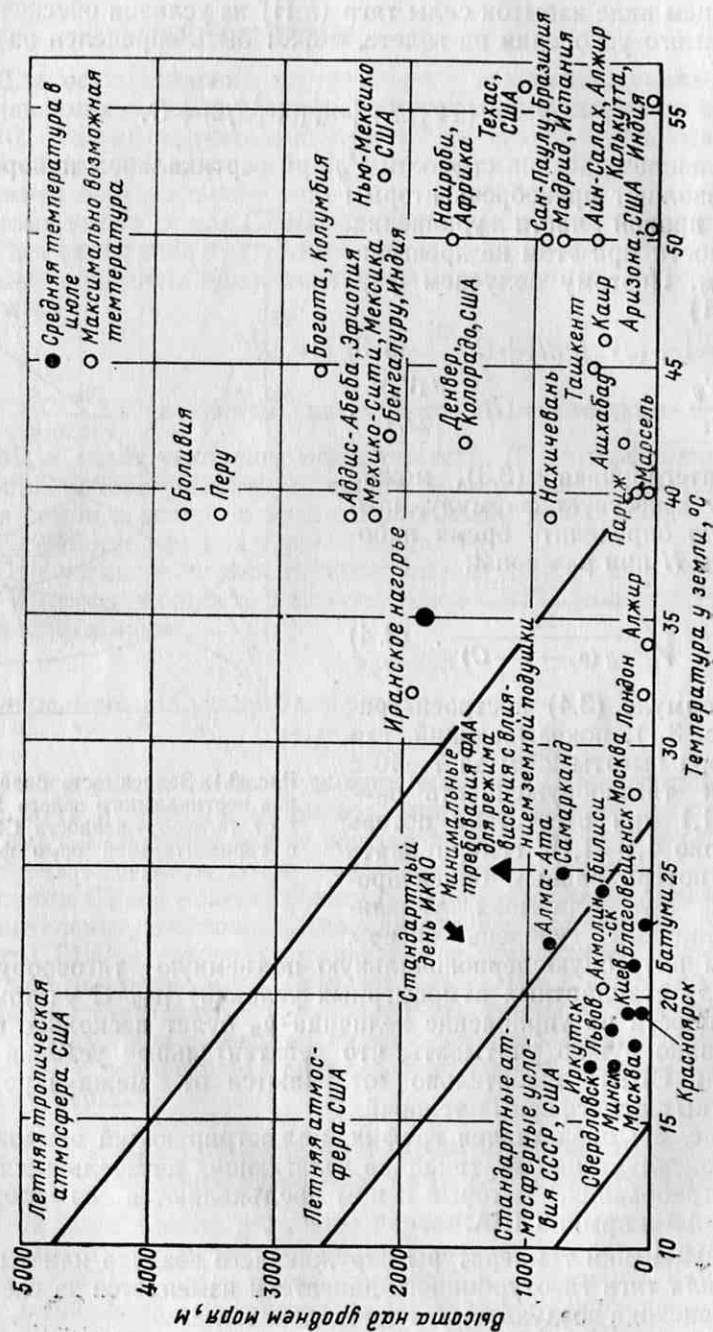


Рис. 3.2. Возможные условия эксплуатации вертикально взлетающих летательных аппаратов

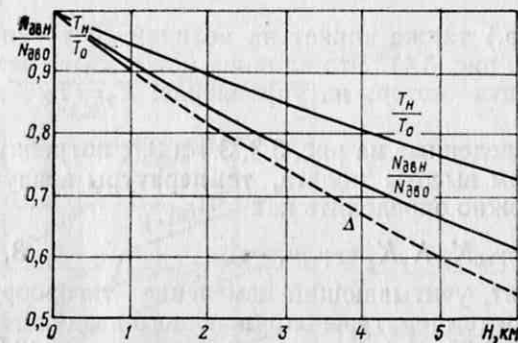


Рис. 3.3. Зависимости относительной тяги ТРД, относительной мощности ТВД и относительной плотности воздуха Δ от высоты полета

$H > 0$, необходимо иметь запас тяговооруженности μ_n' , который определяется из соотношения

$$p'_H = K_H p_{H0} = p_{H0} / \bar{T}_H, \quad (3.5)$$

где $\bar{T}_H = T_H/T_0$ — отношение тяги двигателя (двигателей) на расчетной высоте к тяге двигателя у земли (см. рис. 3.3).

Из формулы (3.5) и графика, приведенного на рис. 3.3, следует, что применение высотных двигателей значительно снижает потребную величину K_H , что, в свою очередь, снижает величину потребной тяговооруженности при $H > 0$. Для более точной оценки значений коэффициента K_H , позволяющего учитывать изменение тяги СУ при изменении высоты, необходимо иметь высотные характеристики двигателя.

Аналогично может быть определена потребная тяговооруженность СВВП при отклонении температуры воздуха от стандартной. Зависимость относительной тяги ТРД от температуры окружающего воздуха показана на рис. 3.4.

Расход энергии ТВД на управление СВВП на режимах взлета, перехода и висения с помощью специальных рулей (рулевые винты,

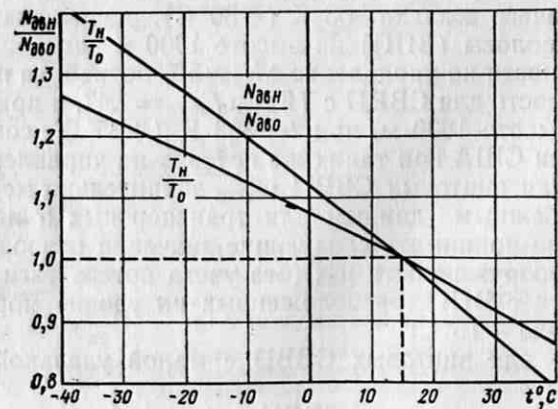


Рис. 3.4. Зависимость относительной тяги ТРД и относительной мощности ТВД от температуры окружающего воздуха

рулевые вентиляторы и др.) также влияет на величину потребной тяговооруженности $\mu_{\text{п}}$ (см. рис. 3.4). Это влияние может быть учтено с помощью коэффициента потерь на управление: $K_y = T_0/T_y = 1/\bar{T}_y$.

Используя данные, приведенные на рис. 3.3, 3.4 и 3.5, потребную тяговооруженность с учетом высоты полета, температуры воздуха и затрат на управление, можно определить как

$$\mu_{\text{п}} = \mu_{\text{п0}} K_H K_t K_y = \mu_{\text{п0}} \bar{\mu}, \quad (3.6)$$

где $K_t = 1/\bar{T}_y$ — коэффициент, учитывающий изменение тяговооруженности за счет изменения температуры окружающего воздуха.

Значение K_y составляет 1,05—1,1 (см. рис. 3.5). Формула (3.6) позволяет оценить потребный уровень тяговооруженности СВВП

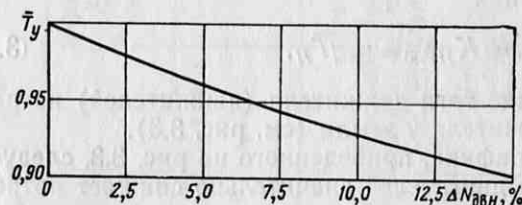


Рис. 3.5. Зависимость относительного значения потерь тяговооруженности на управление от потери мощности двигателя для винтового СВВП

для условий его эксплуатации в различных климатических условиях.

По требованиям армии США тяговооруженность СВВП должна обеспечивать возможность висения аппарата на высоте 1830 м при температуре окружающего воздуха $+35^\circ\text{C}$ (308 К). Эти требования значительно более жесткие, чем требования эксплуатации в условиях стандартного летного дня ИКАО и требование зависания аппарата над землей с учетом влияния воздушной подушки, предъявляемые ФАА, что приводит к более высокому уровню потребной тяговооруженности для реактивных СВВП (рис. 3.6). В самом деле, согласно формуле (3.6) в летних условиях, при температуре окружающего воздуха 303 К ($+30^\circ\text{C}$), расположении взлетно-посадочной полосы (ВПП) на высоте 1000 м над уровнем моря и потерях мощности на управление $\Delta N_{\text{уп}} \approx 5\%$ потребная подъемная тяговооруженность для СВВП с ТРД $\mu_{\text{п.потр}} = 1,47$, а при расположении ВПП на высоте 1830 м, при $t = 308\text{ К}$ ($+35^\circ\text{C}$) согласно требованиям армии США при таких же потерях на управление $\mu_{\text{п.потр}} = 1,59$.

Для винтовых СВВП $\mu_{\text{п.потр}}$ значительно меньше (рис. 3.7). По зарубежным данным для транспортных и пассажирских СВВП можно принимать следующие значения первоначальной подъемной тяговооруженности $\mu_{\text{п0}}$ (без учета потерь тяги на управление) для взлета с ВПП, расположенных на уровне моря при температуре воздуха $+15^\circ\text{C}$:

- для винтовых СВВП с малой удельной нагрузкой — 1,05—1,1;
- для винтовых СВВП с большой удельной нагрузкой — 1,1—1,15;

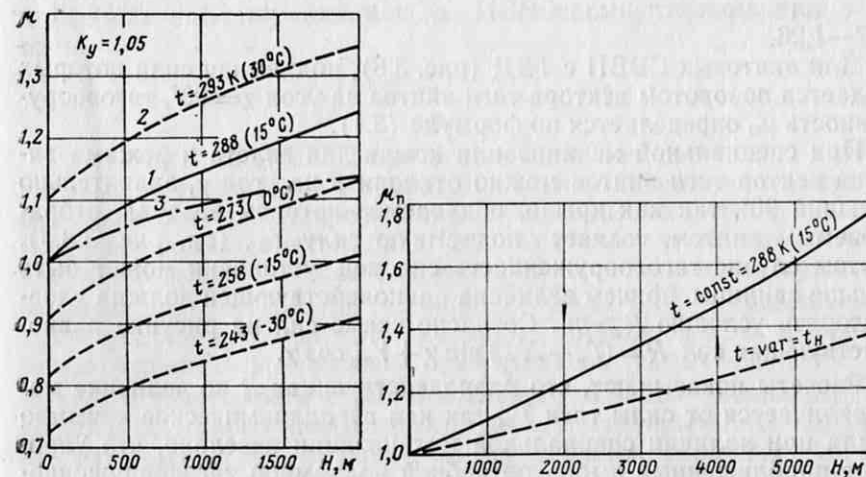


Рис. 3.6. Зависимость потребной тяговооруженности реактивного СВВП от высоты расположения ВПП над уровнем моря при различных значениях температуры окружающего воздуха:

1 — при стандартных условиях температуры; 2 — при температуре $t = 303\text{ К}$ ($+30^\circ\text{C}$); 3 — при учете падения температуры с высотой

Рис. 3.7. Зависимость потребной тяговооруженности винтового СВВП от высоты полета

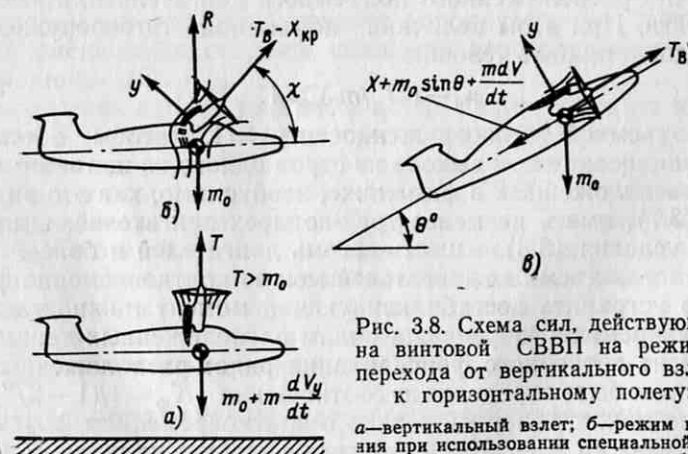


Рис. 3.8. Схема сил, действующих на винтовой СВВП на режимах перехода от вертикального взлета к горизонтальному полету:

а — вертикальный взлет; б — режим висения при использовании специальной механизации крыла; θ — переход с набором высоты

— для СВВП с турбовентиляторными установками — 1,15—1,2;
— для реактивных СВВП с подъемными двигателями — 1,17—1,26.

Для винтовых СВВП с ТВД (рис. 3.8), подъемная сила которых создается поворотом вектора тяги винтов на угол $\chi=90^\circ$, тяговооруженность μ_n определяется по формуле (3.1).

При специальной механизации крыла для взлета и режима висения вектор тяги винтов можно отклонять на угол χ , значительно меньший 90° , так как крыло, обдуваемое потоком воздуха, отбрасываемым винтом, создает подъемную силу $Y_{кр}$ (см. рис. 3.8,б). В этом случае тяговооруженность силовой установки может быть меньше единицы, причем величина равнодействующей должна удовлетворять условию $R \geq m_0$. Согласно схеме сил на рисунке равнодействующая сил $R = (T_v - X_{кр}) \sin \chi + Y_{кр} \cos \chi$.

Расчеты показывают, что равнодействующая R по величине мало отличается от силы тяги T_v , так как аэродинамическое качество крыла при наличии специальной механизации невелико, что упрощает приближенный выбор потребной подъемной тяговооруженности винтовых СВВП.

Дополнительным условием для выбора величины μ_n является требование безопасной посадки СВВП при отказе одного из его двигателей на взлете, посадке и переходном режиме.

Для реактивных СВВП с подъемными двигателями, расположенными в фюзеляже вблизи центра тяжести, величина минимальной подъемной тяговооруженности должна удовлетворять условию

$$\mu_0 - (T'/m_0) \geq 1, \quad (3.7)$$

где T' — тяга вышедшего из строя двигателя.

При расположении подъемных двигателей на крыльях в случае отказа одного из них следует учитывать необходимость выключения симметрично расположенного подъемного двигателя или уменьшения его тяги. При этом величина подъемной тяговооруженности должна удовлетворять условию

$$\mu_n - (2T'/m_0) \geq 1. \quad (3.8)$$

При подъемной тяговооруженности $\mu_n = 1,5$, чтобы обеспечить безопасную посадку при выходе из строя одного из подъемных двигателей, расположенных в фюзеляже, необходимо, как это видно из условия (3.7), иметь не менее трех-четырех двигателей, а для выполнения условия (3.8) — шесть-восемь двигателей и более.

Если тягу подъемных двигателей можно кратковременно форсировать, то устранить дестабилизирующий момент можно также за счет кратковременного форсажа рядом расположенных двигателей. Коэффициент потребного форсирования рядом расположенных двигателей может быть определен из соотношения $K_\phi = 1/(1 - 2T'/\sum T)$.

Реально можно говорить только о кратковременном форсировании двигателей на 20—30%, а это также требует наличия на СВВП большого числа подъемных двигателей.

У вентиляторных и винтовых СВВП с тяжело нагруженными винтами ($p \geq 100$ даН/м²) использование режима авторотации вин-

та для безопасной посадки в случае отказа одного из двигателей исключено, поэтому минимальная величина μ_n определяется условием

$$\frac{\mu_{расп} q (\sum N - N')}{m_0} \geq 1. \quad (3.9)$$

Для этого типа СВВП при отказе одного из двигателей величина $\mu_{n \min}$ уменьшается не пропорционально падению мощности, так как при наличии синхронизации происходит перераспределение мощности между винтами или вентиляторами и их тяга падает несколько медленнее, чем мощность. Действительно, по известной формуле для тяги винтов $T = (45,2 \sqrt{\Delta \eta_0} DN)^{2/3}$, связывающей такие параметры, как тягу, мощность, диаметр и к. п. д. винта, можно определить изменение относительной величины тяги $\bar{T} = T/T_0$ в зависимости от относительного падения мощности $\bar{N} = N/N_0$. Для этого необходимо принять постоянными все параметры, входящие в эту формулу, за исключением мощности и силы тяги. Тогда получим $\bar{T} = \text{const} (\bar{N})^{2/3}$.

Из расчета видно, что при падении мощности на 50% сила тяги винта снизится только на 38%. Это несколько замедлит скорость снижения по сравнению с реактивными СВВП. Кроме того, при снижении винтового и вентиляторного СВВП по вертикали за счет обратной обдувки ($\alpha_v \approx 180^\circ$) несколько возрастает величина коэффициента силы тяги винта и вентилятора при постоянном значении коэффициента мощности [20], что также улучшает посадочные характеристики этого типа СВВП. Поэтому величину минимально допустимого значения $\mu_{n \min}$ для винтовых и вентиляторных СВВП выбирают из условия обеспечения безопасной скорости снижения и приземления с учетом указанных выше факторов.

Для винтовых СВВП режим «подрыва» (резкое увеличение углов установки лопастей) создает дополнительную возможность резкого уменьшения скорости снижения непосредственно перед их приземлением [20].

Уменьшение запаса топлива в конце полета снижает потребную подъемную тяговооруженность при посадке СВВП.

По расчетам располагаемая подъемная тяговооруженность в конце полета возрастает для винтовых СВВП в среднем на 14—15%, для вентиляторных на 20% и, наконец, для реактивных на 23—30%. Таким образом, даже при значительном уменьшении располагаемой силы тяги в результате выхода из строя одного из двигателей в конце полета (или при аварийном сливе основного топлива в начале полета) все же сохраняется возможность вертикального безопасного приземления СВВП.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАРШЕВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ

Маршевая тяговооруженность μ_m для обычных самолетов и СВВП/СКВП определяется:

— длиной разбега перед взлетом;

— возможностью продолжения взлета с разбегом при отказе одного из двигателей;

— максимальной скоростью полета.

Согласно существующим нормам при отказе одного двигателя после отрыва полет должен продолжаться при наличии вертикальной составляющей скорости $V_y \geq 2$ м/с или с углом набора высоты $\theta \geq 1,5^\circ$.

При этом условии потребная маршевая тяговооруженность реактивного СВВП при взлете с разбегом определяется формулой [10]

$$\mu_m = C_{дв} (1/K_{взл} + \sin \theta), \quad (3.10)$$

где $C_{дв}$ — коэффициент, учитывающий число двигателей (при двух двигателях $C_{дв}=2$, при трех $C_{дв}=1,5$ и при четырех $C_{дв}=1,33$); $K_{взл}$ — аэродинамическое качество самолета при взлете; $\sin \theta \geq 0,025$.

Для винтовых СВВП с ТВД формула (3.10) принимает вид

$$\mu_m = C'_{дв} (1/K_{взл} + \sin \theta) - \Delta\mu_R,$$

где $\Delta\mu_R$ — прирост μ_m за счет остаточной тяги ТВД, а $C'_{дв}$ определяется в зависимости от числа двигателей.

В зависимости от числа двигателей величина коэффициента изменяется следующим образом: при двух, трех и четырех двигателях и при отсутствии синхронизации величина коэффициента соответственно равна 2; 1,5; 1,33, а при наличии синхронизации 1,5; 1,3 и 1,2.

При горизонтальном полете на крейсерской скорости потребная тяговооруженность зависит только от величины аэродинамического качества самолета и определяется формулой

$$\mu_m = 1/K_{кр}, \quad (3.10')$$

при этом величину $K_{кр}$ определяют для значения $c_y = 2m/qSV_{кр}^2$, т. е. при $V=V_{кр}$. Потребную маршевую тяговооруженность для полета на максимальной скорости определяют также по формуле (3.10'), подставив в нее величину аэродинамического качества определяемого для режима V_{max} .

При полете на максимальной скорости звуковых СВВП $K_{max}=4 \dots 5$, тогда маршевая тяговооруженность согласно формуле (3.10') составляет величину в среднем 0,2—0,25.

Выход из строя 25% мощности или снижения силы тяги винтов на 18—20% при горизонтальном полете для СВВП особой опасности не представляет, так как мощности остающихся двигателей обычно достаточно для завершения полета.

Выход из строя 50% мощности или снижение силы тяги винтов на 37% при горизонтальном полете СВВП не требует прекращения полета, так как оставшейся мощности (тяги) обычно вполне достаточно для продолжения полета со скоростью на 18—20% меньшей. Посадку СВВП в этом случае будет вынужден производить по-самолетному.

Для СВВП с ТВД при полете на скоростях, близких к максимальным, или отказе одного из двигателей имеет существенное значение учет величины дополнительной силы реактивной тяги ТВД в даН, которая, как известно, может быть определена по формуле

$$\Delta T_R = m_b/g (v_c - V/3,6),$$

где m_b — массовый расход воздуха двигателя в кг/с на соответствующем режиме; v_c — скорость истечения отработанных газов; V — скорость полета аппарата в км/ч.

Величина скорости истечения отработанных газов (в м/с) может быть определена по приближенной формуле $v_c \approx 14 \sqrt{N_{дв}/m_b}$.

Так как дополнительная сила тяги ТВД обычно сравнительно невелика по сравнению со статической силой тяги винтов (~5%) и по скорости полета мало изменяется, то определять ее можно с достаточной для практики точностью — при крейсерской скорости полета. Затем на полученное значение ΔT_R увеличивают значение располагаемой силы тяги винтов для всего диапазона скоростей полета или учитывают дополнительную тягу с помощью величины $\Delta\mu_R$:

$$\Delta\mu_R = 1,425 (m_b/m) (\sqrt{N_{дв}/m_b} - V/50).$$

Этот прирост тяги наиболее ощутим при крейсерских и максимальных скоростях полета. Погрешность при таком приближенном определении общей силы тяги СУ не превышает 0,5% от ΣT_b .

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ СВВП НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ

На выбор потребной тяговооруженности на режиме перехода от вертикального взлета к горизонтальному полету оказывает существенное влияние траектория переходного маневра, которая в основном определяется типом СУ. Ниже рассмотрены особенности выбора потребной тяговооруженности для СВВП с поворотными винтовыми и реактивными силовыми установками.

А. СВВП с винтовыми СУ

Режим разгона винтового СВВП по горизонтали (расчет переходного режима) изложен в работе [20] (см. гл. III, § 5). При расчете разгона с набором высоты в уравнение (3.11) добавится член $\sin \theta$.

Приведенные на рис. 3.8,в условные схемы внешних и массовых сил, действующих на СВВП на режимах разгона по горизонтали и с набором высоты, позволяют оценить значение потребной тяговооруженности винтового СВВП на переходном режиме:

— при разгоне по горизонтали:

$$\mu_m = \frac{c_y S V_1^2}{16m} \left(\sin \chi + \frac{\cos \chi}{K} \right) + \frac{1}{g} \frac{dV_x}{dt} \quad (3.11)$$

или при $\chi=0 \frac{dV_x}{dt} = g \left(\mu_m - \frac{c_y S V_1^2}{16 K m_0} \right);$

— при разгоне с набором высоты

$$\mu_m = \frac{1}{g} \frac{dV_x}{dt} + \sin \theta + \frac{c_y S V_1^2}{16 K m_0} \quad (3.11a)$$

или

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\mu_m - \sin \theta - \frac{c_y S V_1^2}{16 K m} \right),$$

здесь V_1 — скорость потока, обдувающего крыло. Требуемое значение c_y может быть подсчитано, как $c_y = \frac{m - T \sin \chi}{\rho/2 S V_1^2 \cos \chi}$ и K определяется по поляре самолета для данного значения c_y .

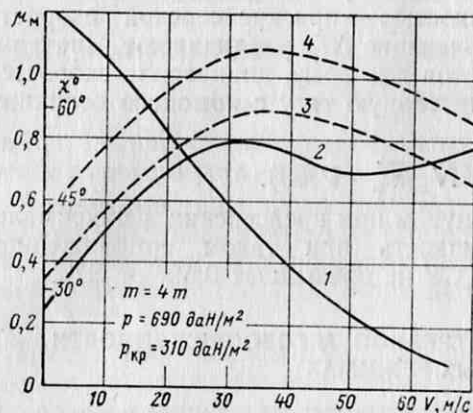


Рис. 3.9. Кривые потребных $\chi(V)$ и $\mu_m(V)$ винтового СВВП при переходе по горизонтали

На графике, приведенном на рис. 3.9, представлены результаты расчетов по формулам (3.11) и (3.11a) для винтового СВВП. Кривая 1 показывает зависимость угла наклона оси винтов от скорости полета, а кривая 2 дает представление о величине потребной маршевой тяговооруженности μ_m по скорости полета в момент разгона при переменной величине ускорения. Кривые 3 и 4 показывают характер изменения потребной маршевой тяговооруженности при постоянных значениях ускорения в долях ускорения силы тяжести.

Б. Реактивные СВВП с единой подъемно-маршевой СУ

Для реактивного СВВП с единой силовой установкой (рис. 3.10) общая тяговооруженность при переходе по горизонтали

$$\mu = \sqrt{\left(1 - \frac{c_y S V^2}{16 m}\right)^2 + \left(\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{c_y S V^2}{16 K m} + \frac{\sum m_b}{m_0 g} V\right)^2} \quad (3.12)$$

и при переходе с набором высоты

$$\mu = \sqrt{\left(\cos \theta - \frac{c_y S V^2}{16 m_0}\right)^2 + \left(\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{c_y S V^2}{16 K m_0} + \sin \theta + \frac{\sum m_b}{m_0} V\right)^2} \quad (3.12')$$

Кривые $\mu(V)$, рассчитанные по формулам (3.12') и (3.12) для $m_0 = 12$ т; $c_y = 0,5$; $S = 28$ м²; $K = 10$; $\chi = \text{var}$; $(1/g) (dV/dt) = 0,4$; $m_b/m_0 = 0,02$, приведены на рис. 3.11 и 3.12.

Переход осуществляется при постоянном угле атаки и при наклоне вектора тяги вперед на угол φ к траектории полета, который определяется из соотношения $T \sin \varphi + Y = m_0 \cos \theta$, откуда

$$\varphi = \arcsin \left(\frac{\cos \theta}{\mu} - \frac{c_y S V^2}{16 \mu m_0} \right).$$

Кривые угла наклона вектора тяги $\varphi(V)$ приведены на рис. 3.13. Ускорение при разгоне вдоль траектории полета

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\mu \cos \varphi - \sin \theta - \frac{c_y S V^2}{16 K m} - \frac{\sum m_b}{m_0} V \sin \varphi \right).$$

В. СВВП с составной реактивной СУ

При использовании составной силовой установки вертикальный взлет осуществляется с помощью специальных подъемных двигателей ($\mu_m > 1$), а горизонтальный полет — маршевых двигателей ($\mu_m = 0,3 \dots 0,4$ для дозвуковых скоростей и $\mu_m = 0,6 \dots 0,8$ для скоростей, соответствующих $M = 1,5 \dots 2$). Для улучшения условий перехода при взлете оси подъемных двигателей можно отклонять от вертикали вперед по движению на угол $\gamma = 7^\circ \dots 10^\circ$, а перед посадкой — в обратную сторону для торможения скорости. Такой же эффект может быть получен и при установке на неподвижные подъемные двигатели поворотных сопел.

В этом случае в начале перехода необходимо учитывать горизонтальную составляющую силы тяги подъемных двигателей, увеличивающую маршевую тяговооруженность: $\Delta \mu_m = \sum (T_n \sin \gamma / m_0)$.

Кроме того, в процессе перехода следует учитывать силу сопротивления, создаваемую секундной массой воздуха $m_{вп}$, проходящего через подъемные двигатели, так как их число на транспортных СВВП с составной силовой установкой может достигать 20 и более, а расход воздуха через двигатель, например типа RB-162, составляет $m_b = 2,7$ кг/с.

Таким образом, переход СВВП с составной СУ в горизонтальном полете описывается следующей системой уравнений:

$$T_m + \sum T_n \sin \gamma - X - m/g (dV/dt) - \sum m_{вп} V = 0;$$

$$\sum T_n \cos \gamma + Y - m_0 = 0.$$

Из первого уравнения потребная маршевая тяговооруженность у земли

$$\mu_m = \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{\sum m_b V}{m_0 g} + \frac{c_y S V^2}{16 K m_0} - \mu_n \sin \gamma. \quad (3.13)$$

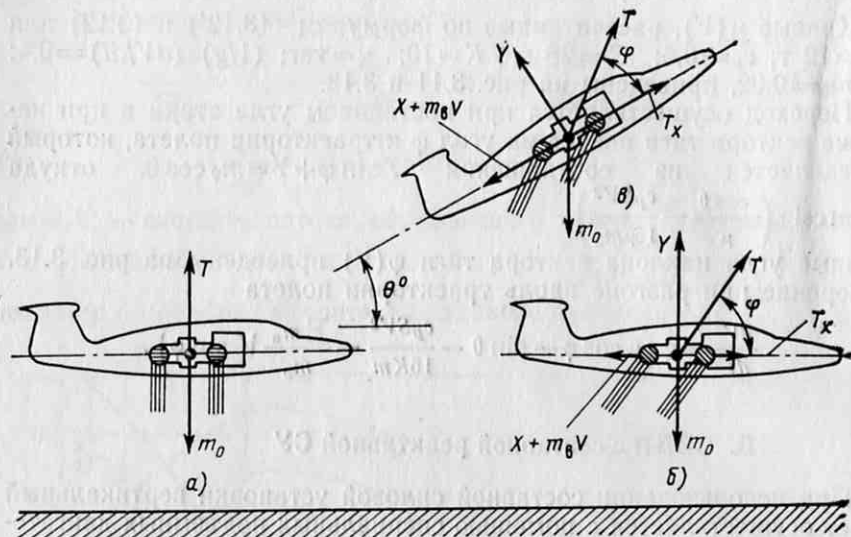


Рис. 3.10. Схема сил, действующих на реактивный СВВП с единой силовой установкой во время взлета и перехода:

а—вертикальный взлет и режим висения; б—режим перехода по горизонтали; в—режим перехода с набором высоты

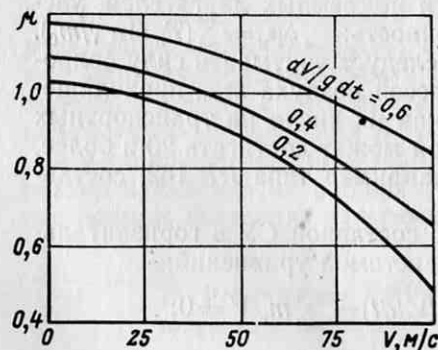


Рис. 3.11. Кривые потребной тяговооруженности СВВП с единой СУ при переходе по горизонтали

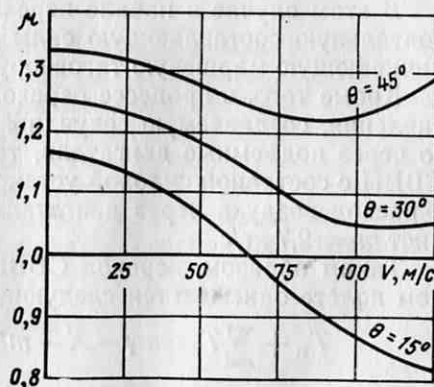


Рис. 3.12. Кривые потребной тяговооруженности СВВП с единой СУ $\mu(V)$ при переходе с набором высоты

Из второго уравнения, принимая m_b пропорциональным тяге и считая $\cos \gamma \approx 1$ ($\gamma = 7^\circ \dots 10^\circ$), потребная подъемная тяговооруженность $\mu_n = 1 - \frac{Y}{m_0} = 1 - \frac{c_y S V^2}{16 m_0}$. Из формулы (3.13) ускорение при прямом переходе

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\mu_m + \mu_n \sin \gamma - \frac{c_y S V^2}{16 K m_0} \right) - \frac{\sum m_{вп}}{m_0 g} V. \quad (3.13')$$

В формуле (3.13') третьим членом в скобках при малых скоростях полета на режиме перехода можно пренебречь. Тогда из (3.13'),

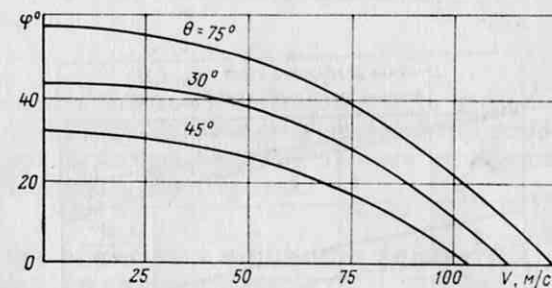


Рис. 3.13. Зависимость угла наклона вектора силы тяги двигателей СВВП от скорости полета $\phi(V)$ при постоянных значениях угла наклона траектории полета θ

считая $(\sum m_{вп}/m_0)V$ малым по сравнению с тяговооруженностью, получим время, необходимое для перехода СВВП до скорости V :

$$t_{пер} \approx \frac{V}{g (\mu_m + \mu_n \sin \gamma) - (\sum m_{вп}/g m_0) V}. \quad (3.14)$$

При осуществлении перехода с набором высоты в формуле (3.13) следует добавить еще одно слагаемое $g \sin \theta$, учитывающее проекцию силы тяжести на траекторию полета, и формула (3.13') будет иметь вид

$$\frac{dV}{dt} = g \left[\mu_m + \mu_n \sin \gamma - \sin \theta - \frac{c_y S V^2}{16 K m_0} \right] - \frac{\sum m_{вп}}{m_0 g} V. \quad (3.15)$$

Кривые $1/g \, dV/dt(V)$ (рис. 3.14) рассчитаны по формулам (3.13') и (3.15) при тех же данных, что и на рис. 3.7. В этих расчетах учитывалось уменьшение тяги подъемных двигателей с ростом подъемной силы крыла. Влияние на переход относительной силы сопротивления $c_y S V^2 / 16 K m_0$ область, заштрихованная косыми штрихами, влияние дополнительного относительного сопротивления $(\sum m_{вп}/g m_0)V$ — область, заштрихованная прямыми штрихами. Из рис. 3.14 следует, что влияние это мало существенно на всем диапазоне переходного режима, т. е. от режима висения до полета по самолетному, когда выключаются подъемные двигатели и дополнительные устройства управления.

Составные СУ с изменяющимся направлением вектора силы тяги маршевых двигателей (см. рис. 1.11) при вертикальном подъеме позволяют несколько снизить потребную тягу подъемных двигателей, а следовательно, и их число.

У СВВП с такими составными СУ потребная подъемная тяговооруженность для осуществления режима висения

$$\mu_n = 1 + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + C - \xi \mu_m \sin \varphi = 1 + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + C_1,$$

где ξ — коэффициент, учитывающий потери тяги при повороте струи; $C_1 = C - \xi \mu_m \sin \varphi$.

Общая тяговооруженность при переходе по горизонтали

$$\mu = \sqrt{\left(1 + \frac{c_y S V^2}{16 m_0} - \xi \mu_m \sin \varphi\right)^2 + \left(\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{c_y S V^2}{K 16 m_0} + \frac{\sum m_{в}}{m_0 g}\right)^2}. \quad (3.16)$$

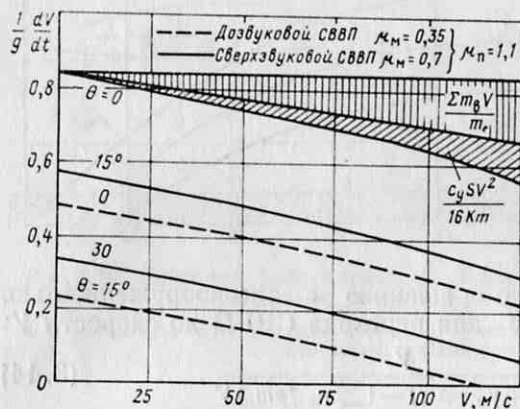


Рис. 3.14. Изменение ускорения при разгоне в долях ускорения силы тяжести для СВВП с составной СУ в зависимости от скорости полета, $(1/g) (dV/dt) (V)$ и угла наклона траектории θ при $\mu_m = 0,37$ и $0,7$

Как известно, первоначальная маршевая тяговооруженность у транспортных дозвуковых СВВП обычно находится в пределах 0,3—0,4.

В связи с таким сравнительно низким значением первоначальной тяговооруженности и наклоном вектора тяги маршевых двигателей потребуется весьма большое время для перехода с набором высоты до скорости $V_{пер}$. Поэтому для СВВП с такими составными СУ рациональным является переход в течение всего переходного режима по горизонтали.

Величину ускорения при этом можно определять по формуле, аналогичной формуле (3.13'), заменив в ней μ_m величиной $\xi \mu_m \times \cos \varphi - \sum (m_{вм}/g) V$, т. е.

$$\frac{dV}{dt} = g \left(\xi \mu_m \cos \varphi - \sum (m_{вм}/g) V \sin \varphi + \mu_n \sin \gamma - \frac{c_y S V^2}{16 K m_0} \right) - \sum (m_{вм}/g) V. \quad (3.17)$$

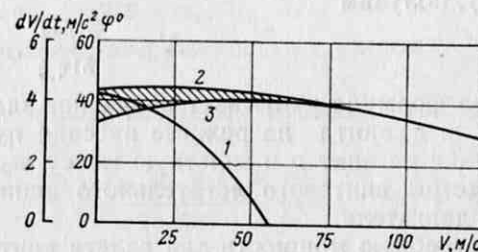
Угол наклона вектора тяги маршевых двигателей к горизонту

$$\varphi = \arcsin \xi \frac{1}{\mu_m} \left(1 - \mu_n - \frac{c_y S V^2}{16 m_0} \right). \quad (3.18)$$

На рис. 3.15 приведены расчетные кривые $dV/dt(V)$ и $\varphi(V)$ при данных СВВП, приведенных на рис. 3.9.

Рис. 3.15. Зависимость ускорения dV/dt и угла наклона тяги φ от скорости полета при разгоне по горизонтали для реактивных СВВП с составной силовой установкой:

1— $\varphi(V)$; 2— dV/dt при $\mu_m = 0,3$ и $\mu_n = 1,1$; 3— $dV/dt(V)$ при $\mu_m = 0,3$ и $\varphi_0 = 42^\circ$



Если после взлета располагаемая тяговооруженность несколько выше потребной, а угол наклона подъемных двигателей вперед 7° — 10° , то переход аппарата можно ускорить за счет использования составляющей тяги подъемных двигателей.

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ МОЩНОСТИ ВИНТОВОГО И ВЕНТИЛЯТОРНОГО СВВП НА ВЗЛЕТЕ И МАРШЕВОМ ПОЛЕТЕ

Для винтовых СВВП характеристики q и $q\sqrt{p}$ позволяют определить требуемую мощность СУ для привода винтов. Для подъемных винтов значение q определяется по режиму висения у земли.

Величина параметра $q\sqrt{p}$ на режиме висения изменяется в довольно узком пределе. У вертолетов и СВВП с легконагруженными винтами, как показывает статистика, $q\sqrt{p}$ составляет величину 14—16, у СВВП с тяжелонагруженными винтами — 17—19, а для СВВП, у которых многолопастные винты заключены в кольца специальной формы (СВВП Х-22А, см. рис. 1.5), достигает значения 20—23.

Такое большое значение параметров $q\sqrt{p}$ у этих аппаратов объясняется тем, что обычно при его определении нагрузку относят к площади, ометаемой винтом (или вентилятором), не учитывая габариты кольца, в котором заключен винт, и его силу тяги. Если силу тяги системы винт — кольцо отнести к эквивалентной площади кольца, значение $q\sqrt{p}$ у этого типа СВВП будет близко к его значению для СВВП с тяжелонагруженными винтами.

Из формулы (2.10) (см. гл. 2) можно получить

$$q = \frac{51 \eta_0 \xi}{V \sqrt{p}}, \quad (3.19)$$

подставив согласно теории несущего винта величину $2\eta_0 \xi$ вместо $C_{\tau}^{3/2}/m_k$.

Формула (3.19) дает потребную нагрузку на мощность q_0 (без

учета влияния близости земли), при которой винтовой и вентиляторный СВВП может висеть на уровне моря.

Учитывая, что $q_0 = m_0/N_{дв0}$, и несколько преобразовав формулу (3.19), получим

$$N_{дв} = \frac{\sqrt{p} m_0}{51 \eta_0 \xi} \quad (3.20)$$

Эта формула учитывает потребное значение тяговооруженности μ_n , к. п. д. винта на режиме висения η_0 , потери в трансмиссии ξ , нагрузки на винт p и взлетную массу m_0 , т. е. основные расчетные параметры винтового летательного аппарата на потребную мощность двигателя.

Потребную мощность для взлета винтового СВВП можно определить также из известной формулы Н. Е. Жуковского [37], приняв в ней $q = q_0$

$$N_{дв0} = \frac{m_0^{3/2} \mu_n^{3/2}}{102 \sqrt{q} \sqrt{\frac{\pi}{2} \eta_0 D \xi}} \quad (3.21)$$

В формулах (3.20) и (3.21) η_0 — коэффициент полезного действия винта на режиме висения; ξ — коэффициент потерь в силовой установке и трансмиссии СВВП,

$$\xi = \xi_{тр} \xi_{охл} \xi_{упр} \quad (3.22)$$

где ξ — суммарный коэффициент, учитывающий потери мощности; $\xi_{тр}$, $\xi_{охл}$ и $\xi_{упр}$ — коэффициенты, учитывающие потери мощности соответственно на трение в трансмиссии, на привод вентиляторов для охлаждения двигателя и редукторов и потери мощности, затрачиваемые на агрегаты управления аппаратом.

В свою очередь, коэффициенты $\xi_{тр}$, $\xi_{охл}$ и $\xi_{упр}$ являются производением коэффициентов потерь в отдельных агрегатах. Так, например, $\xi_{тр}$ зависит от потерь в редукторах, в карданных передачах и др.

Значение коэффициентов для механических передач приведено в табл. 2.

Таблица 2

Тип передачи	Значение коэффициента потерь
Прямая передача от двигателя к винту	1,0
Двухскоростной редуктор, прямая передача	0,99—1,0
Двухскоростной редуктор с включенной передачей	0,97—0,98
Угловой редуктор	0,975—0,98
Одноступенчатая цилиндрическая передача	0,985—0,99
Карданная передача в зависимости от угла отклонения ведомого вала	1,0—(1—0,002γ)

Примечание. Потерями в шлицевых муфтах и опорах вала из-за малости величин можно пренебречь.

Величина потребной тяговооруженности на режиме висения и медленного вертикального взлета (отрыва) с учетом условий взлета

$$\mu_n = \frac{z (a \sqrt{\Delta D N_{дв} \xi / z})^{2/3}}{m_{п.н} / (k_T / 100 - \bar{m}_T)} \quad (3.23)$$

где μ_n — потребная величина тяговооруженности с учетом условий взлета, равная $\mu_{п0} K_H K_t K_y$.

Произведя необходимые преобразования выражения (3.23), получим

$$(a \sqrt{\Delta D N_{дв} \xi / z})^{2/3} = \frac{\mu_{п0} K_H K_t K_y m_{п.н}}{z (k_T / 100 - \bar{m}_T)} \quad (3.24)$$

Решая формулу (3.24) относительно мощности двигателя, получим

$$N_{дв} = \left[\frac{\mu_{п0} K_H K_t K_y m_{п.н}}{z (k_T / 100 - \bar{m}_T)} \right]^{3/2} \frac{z}{a \sqrt{\Delta D \xi}}$$

Заменяя величину диаметра винта его значением, в которое входит величина нагрузки на винт и взлетная масса, после небольших преобразований получим окончательное выражение для величины потребной мощности винтового СВВП на взлете с учетом условий взлета

$$N_{дв} = \left(\frac{\mu_{п0} K_H K_t K_y}{k_T / 100 - \bar{m}_T} \right)^{3/2} \frac{m_{п.н} \sqrt{\pi p k_k / 100 z \Delta}}{2 a \xi} \quad (3.25)$$

где k_T и k_k — коэффициенты соответственно технической и коммерческой отдачи, определяются по статистике [20]; \bar{m}_T — относительная масса топлива; $a = 25,5 \sqrt{\pi \eta_0}$; z — число подъемных винтов.

Потребную мощность двигателей винтового СВВП с неподвижным крылом на режимах висения и медленного вертикального взлета можно определить также и по формуле (9.11), если известны: взлетная масса, потребная тяговооруженность, площадь крыла, обдуваемая струей от винтов, скорость набора высоты, к. п. д. винта и величина эквивалентной пластинки вредного сопротивления.

Более простыми формулами для определения мощности на режимах медленного взлета (до 2—3 м/с) и маршевого полета будут формулы для СВВП с поворотным крылом, полученные из выражения (9.12) (см. гл. 9). Тогда, пренебрегая вторым членом в скобках формулы (9.12), получим:

— для режима медленного взлета

$$N_{потр.в} = \frac{m V_y}{102 \eta_{0V}} \left(\frac{\mu}{2} \sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta z V_y^2}} - \frac{\mu}{2} + 1 \right); \quad (3.26)$$

— для режима маршевого полета

$$N_{потр.м} = \frac{m \omega R}{102 K C_T / m_K} \quad (3.27)$$

Величину потребной мощности на режиме маршевого полета

можно получить также исходя из потребного уровня маршевой тяговооруженности

$$\mu_m = \frac{T_m}{m} = \frac{102 N_{\text{потр.м}} \eta_V}{V m} = \frac{1}{K}, \quad (3.28)$$

откуда

$$N_{\text{потр.м}} = \frac{mV}{102 K \eta_V}$$

Из формулы (3.28) можно получить формулу (3.27), если скорость полета заменить величиной $\bar{V} \omega R$, а отношение V/η_V согласно формуле (9.4) величиной m_K/C_T (см. гл. 9).

Глава 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Все летательные аппараты можно разбить на три основные группы в зависимости от их высоты и дальности полета.

К летательным аппаратам первой группы относятся самолеты для авиалиний большой протяженности — 7000—10 000 км и более и высотой полета 9—14 км. Коммерческая нагрузка у них более 150 кН и они перевозят более 150 пассажиров. К таким самолетам относятся Ил-62, DC-8, Боинг-747, Веккерс VC-10, Локхид L-1011, Ту-144, «Конкорд» и др.

Самолеты второй группы предназначены в основном для внутренних авиалиний, к ним можно отнести самолеты с дальностью полета до 7000 км и коммерческой нагрузкой до 150 кН, самолеты с дальностью полета 2500—4000 км и коммерческой нагрузкой 80—120 кН и, наконец, самолеты с дальностью полета 1500—2500 км и коммерческой нагрузкой 50—80 кН. Все эти самолеты совершают полеты обычно на высотах 6—9 км. К ним относятся самолеты Ан-10, Ил-18, ВАС-107 и Ту-154.

Самолеты третьей группы предназначены для обслуживания местных авиалиний (это обычные самолеты, самолеты с коротким разбегом и вертолеты с дальностью полета 300—1000 км и коммерческой нагрузкой до 50 кН). Высота их полета обычно не превышает 4 км.

К самолетам третьей группы, к которым относятся и СВВП, предъявляются следующие требования:

- возможность транспортировки от 10 до 50 пассажиров с багажом при минимальных условиях комфорта или до 50 кН груза (в последнем случае высота полета может быть выше 4 км);
- рентабельность в эксплуатации, несмотря на небольшую коммерческую нагрузку и сравнительно небольшую скорость полета;
- использование грунтовых взлетно-посадочных площадок;
- наличие минимальных взлетно-посадочных дистанций или возможность вертикального взлета и посадки;

— возможность переоборудования для различных народнохозяйственных нужд.

Самолеты третьей группы могут успешно и достаточно рентабельно использоваться и на меньших расстояниях, если они имеют резерв по грузоподъемности и грузовместимости.

При проектировании пассажирского СВВП, в основном предназначенного для эксплуатации на линиях средней и малой протяженности при высотах полета в диапазоне 1000—4000 м и с продолжительностью полета не более одного часа, не требуется сложного, тяжелого и дорогостоящего оборудования. Отпадает необходимость в кухнях, буфетах, индивидуальном освещении, радио и телевидении, сложных и тяжелых (с откидными спинками) сиденьях, герметизации кабин и другом, что, естественно, снижает первоначальную стоимость самолета, уменьшает эксплуатационные расходы, снижает удельный вес оборудования и позволяет использовать освобожденные объемы для размещения дополнительной полезной нагрузки.

В данной главе рассматриваются вопросы, связанные с первоначальным определением основных параметров и размеров СВВП, а также внешних параметров и размеров его частей, на основе заданных тактико-технических требований:

— взлетной массы, нагрузки на винт и крыло, потребной тяги и энерговооруженности СУ; максимальной скорости полета, скорости вертикального снижения на авторотации и скоростей перехода, статического и динамического потолка, дальности полета или радиуса действия, дистанции ультракоротковолнового взлета и длины пробега при посадке по-самолетному, мощности или тяги двигателей;

— на основе заданных, определенных или принятых параметров определяют геометрические данные СВВП: потребные площади, ометаемые винтами, вентиляторами, а также число и степень двухконтурности подъемных и маршевых двигателей, потребный размах, среднюю аэродинамическую хорду и удлинение крыла; площади и геометрические размеры аэродинамических органов управления; высоту, базу, колею и схему уборки посадочных устройств; размещение двигателей и движителей на аппарате; систему, схему и основные параметры вспомогательного управления;

— по полученным параметрам и размерам вычерчивают общий вид СВВП в трех проекциях с указанием основных его габаритных размеров и разрабатывают предварительную компоновку;

— пользуясь статистикой и весовыми формулами, определяют массу основных частей и агрегатов аппарата, наносят их значение на предварительный компоновочный чертеж и определяют в первом приближении центровку аппарата. Несовпадение полученного центра массы СВВП с намеченным центром подъемной силы на режиме взлета и маршевого полета исправляют, или переносят в необходимую сторону подъемные устройства или перемещая отдельные агрегаты, расположение которых не усложняет конструкции и не снижает эффективности его использования (аккумуляторы, оборудование, несъемное вооружение и т. п.).

Решение проектировочных задач, разработка компоновки и получение удовлетворительной центровки СВВП обычно достигается методом последовательных приближений. Этим процессом следует пользоваться особенно при разработке таких, сравнительно новых аппаратов, какими являются СВВП.

2. ПЕРВОНАЧАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВВП И ЕГО ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ

Выбор параметров СВВП начинается с выбора типа СВВП и схемы его силовой установки. По заданным предварительным ТТТ определяется тип СВВП — реактивный, вентиляторный или винтовой.

По зарубежным данным для боевых СВВП, имеющих максимальную скорость полета более 1200 км/ч, однозначным решением является — тип реактивного летательного аппарата.

Для самолетов со скоростью полета от 900 до 1200 км/ч целесообразно применение двухконтурных подъемных двигателей и маршевых ТРД, при скоростях же полета 800—1000 км/ч удачным решением может быть применение вентиляторной подъемной силовой установки с маршевыми ДТРД.

Все указанные выше самолеты для их эксплуатации требуют ВПП с твердым покрытием. Применение реактивных СВВП на неподготовленных ВПП приводит к сильной эрозии почвы, резкому падению ресурса двигателей и его энергетических показателей. Так, например, при травяном покрытии ВПП на мягком грунте эрозия почвы может быть настолько сильной, что под соплами подъемных двигателей на ВПП образуются воронки, а трава вместе с частицами грунта, засасываемая рециркулирующим потоком воздуха в воздухозаборники, может даже вывести из строя двигатели. Во избежание этого взлет реактивного СВВП в таких условиях должен выполняться с небольшим горизонтальным перемещением аппарата, т. е. при осуществлении ультракороткого взлета.

Для военно-транспортных, пассажирских, санитарных, сельскохозяйственных и других СВВП наиболее целесообразным типом является винтовой СВВП с тяжело-, средне- и легконагруженными винтами. Первые следует применять для скоростных грузовых перевозок, в основном военно-транспортных, вторые — для пассажирских сообщений между городами на линиях малой и средней протяженности.

СВВП со средненагруженными винтами, несмотря на несколько меньшие максимальную и крейсерскую скорости полета, по сравнению с винтовыми СВВП с тяжелонагруженными винтами, следует применять для пассажирских перевозок из-за значительно меньшей потребной мощности двигателей на режиме взлета и посадки, несколько меньшего уровня шума, создаваемого винтами, что является одним из основных требований, предъявляемых к пассажирскому СВВП.

Для сельскохозяйственных, санитарных, спасательных и других нужно применять СВВП с легконагруженными винтами, так как

они требуют наименьшей потребной мощности на режимах взлета и висения, а малые индуктивные скорости почти исключают эрозию почвы, что позволяет применять их как вертолеты, без учета покрытий ВПП.

Следовательно, конструктор, получив ТТТ без указания типа СВВП, учитывая изложенные выше соображения, предварительно намечает тип СВВП, а также схему его силовой установки. При этом следует помнить, что снижение нагрузки на площадь, отбрасываемой вертикально вниз струи воздуха, снижает потребную мощность, расход топлива на режимах взлета, висения и посадки, но при этом снижается и максимальная скорость полета.

Максимальная скорость полета летательного аппарата зависит от его аэродинамики, располагаемой тяговооруженности для реактивных СВВП и энерговооруженности для винтовых СВВП, от нагрузки на площадь крыла, взлетной массы аппарата и других параметров.

Приближенно ее можно определять для реактивного СВВП по формуле:

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{16\mu_m p_{\text{кпр}} \sqrt[3]{m/m_0}}{\Delta c_x}}$$

Принимая для реактивных СВВП небольшой взлетной массы $m=30$ т, летающих на дозвуковых скоростях ($M \leq 0,8$) и высотах порядка 6000 м ($\Delta=0,539$) величины $p_{\text{кпр}}=250$ даН/м², $c_{x \text{ ср}}=0,0327$; для околозвуковых СВВП, летающих при $M=0,8 \dots 1,4$ и $H=8000$ м ($\Delta=0,429$) величины $p_{\text{кпр}}=300$ даН/м², $c_{x \text{ ср}}=0,042$ и для сверхзвуковых СВВП ($M > 1,4$ и $H=10000$ м) величины $p_{\text{кпр}}=400$ даН/м² и $c_{x \text{ ср}}=0,036$, получим

- для дозвуковых СВВП $V_{\max} \cong 470 \sqrt[3]{\mu_m \sqrt[3]{m/m_0}}$,
- для околозвуковых $V_{\max} \cong 455 \sqrt[3]{\mu_m \sqrt[3]{m/m_0}}$,
- для сверхзвуковых $V_{\max} \cong 580 \sqrt[3]{\mu_m \sqrt[3]{m/m_0}}$.

На графике, приведенном на рис. 4.1, представлены расчетные значения максимальной скорости полета реактивного СВВП в за-

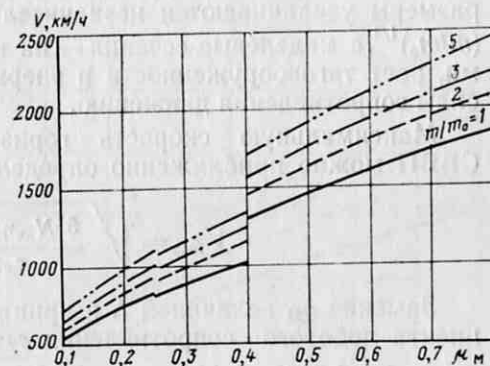


Рис. 4.1. Расчетные значения максимальной скорости полета реактивного СВВП в зависимости от тяговооруженности и взлетной массы для принятых значений $c_{x \text{ ср}}$, $p_{\text{кпр}}$ и H

висимости от располагаемой маршевой тяговооруженности и взлетной массы аппарата в предположении, что аэродинамические формы аппаратов идентичны и совершенны. График наглядно показывает, насколько влияет увеличение взлетной массы СВВП на его максимальную скорость, иными словами, скорость зависит и от взлетной массы СВВП. Объясняется это тем, что с увеличением взлетной массы еще в большей степени возрастает ее тяговооруженность (из-за роста нагрузки на площадь). Кроме того, линейные размеры увеличиваются незначительно, примерно на величину $(m/m_0)^{1/3}$, а миделевые сечения — на величину $(m/m_0)^{2/3}$. Иными словами, рост тяговооруженности и энерговооруженности обгоняет рост силы сопротивления движению.

Максимальную скорость горизонтального полета винтовых СВВП можно приближенно определять по формуле

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{55 N_{\text{дв}} \eta_{\text{ср}} p_{\text{кр}0} \sqrt[3]{m/m_0}}{c_{\text{хср}} \rho_H / 2m}}.$$

Заменив ρ_H величиной Δ и приняв за среднее значение коэффициента лобового сопротивления $c_{\text{хср}} \approx 0,025$ и $\eta_{\text{ср}} = 0,75$, получим (при $\Delta = 0,823$) $V_{\max} = \text{const} \sqrt[3]{N_{\text{дв}}/m \sqrt[3]{m/m_0}}$.

На рис. 4.2 представлена такая зависимость от величины энерговооруженности и увеличения взлетной массы СВВП.

Ступенчатый характер кривых максимальной скорости на графике, изображенном на рис. 4.1, объясняется принятыми постоянными ступенчатыми значениями $c_{\text{хср}}$ для рассматриваемых диапазонов скоростей полета.

Одним из основных параметров СВВП является также его взлетная масса, определение которой представляет значительные трудности и на первых стадиях проектирования она может быть определена только приближенно с использованием данных статистики и простых весовых формул [20]

$$m = \frac{m_{\text{п.н.}}}{k_T/100 - \bar{m}_T}, \quad (4.1)$$

где $m_{\text{п.н.}}$ — суммарная масса полезной нагрузки; k_T — коэффициент технической весовой отдачи; \bar{m}_T — относительная масса топлива.

Зная взлетную массу аппарата и требуемую тяговооруженность, можно определить требуемую тягу или мощность двигателей на наиболее нагруженных режимах полета — режиме взлета и на марше:

$$\sum T_{\text{в}} = p_{\text{в}} m, \quad \sum T_{\text{м}} = p_{\text{м}} m,$$

а $\sum N_{\text{в}}$ и $\sum N_{\text{м}}$ можно определить по формулам (2.6), (2.4) (см. гл. 3).

Пользуясь соображениями, изложенными в гл. 2 и 3, выбирают нагрузку на ометаемую винтом или вентилятором поверхность, а также нагрузку на сечение струи, если используются для взлета реактивные движители. Если проектирование винтового или вентиляторного СВВП ведется для заранее заданного по ТТТ двигателя,

то нагрузку на ометаемую поверхность определяют по формуле (2.3). Если в ТТТ кроме двигателя задан еще и диаметр винтов, то оптимальное значение нагрузки p , удовлетворяющее режимам висения и маршевого полета, определяется по формуле (2.7) или по графику, приведенному на рис. 2.1.

Нагрузка на площадь струи p является также одним из основных параметров СВВП. Она позволяет определить влияние струи на эрозию ВПП (см. гл. 4); диаметры подъемно-маршевых винтов; скорость отбрасываемого винтом потока воздуха; в значительной мере влияет на максимальную скорость полета и на уровень шума, создаваемого винтом; позволяет определить скорость снижения СВВП на режиме авторотации и является составной функцией во многих формулах при определении различных параметров и летных характеристик аппарата.

Нагрузки на площадь крыла винтового СВВП можно определять исходя из геометрических соотношений по формуле (2.9) или, пользуясь графиками, приведенными на рис. 2.2, 2.3 и 2.4, в которых учитывается степень нагруженности винта.

Для реактивного СВВП определение нагрузки на крыло можно производить по формуле, приведенной в работе [20] (см. гл. XV, §1), или по формуле

$$p_{\text{кр}} = (0,05 \dots 0,055) c_{y \max} V_{\text{пер}}^2, \quad (4.2)$$

где $c_{y \max}$ — максимальное значение коэффициента подъемной силы. Скорость для переходного режима реактивных СВВП можно выбирать в пределах 60—70 м/с.

Диапазон изменения нагрузок на площадь крыла и винта в соответствии с максимальной скоростью полета представлен в табл. 2.1. Зная нагрузку на площадь крыла и массу СВВП, определяют требуемую площадь крыла $S_{\text{кр}} = m/p$.

СВВП с легко- и средненагруженными винтами обычно имеют число винтов $z=2$, а у СВВП с тяжело нагруженными винтами $z=2$ или 4. Тогда диаметр подъемно-маршевого винта для СВВП можно определять по формуле (9.21)

$$D = 1,125 \frac{\sqrt{m/z}}{\sqrt{p}}. \quad (4.3)$$

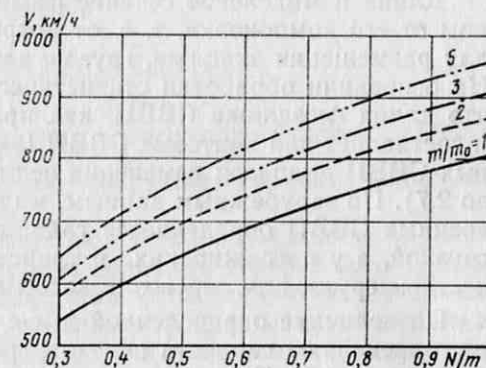


Рис. 4.2. Расчетные значения максимальной скорости винтового СВВП в зависимости от его энерговооруженности и взлетной массы для принятых значений $c_{\text{хср}}$, $p_{\text{кр}}$ и H

Зная величину диаметра винта, можно определить размах крыла. Для СВВП с легконагруженными винтами он может быть определен по формуле (2.8), в которой коэффициент $K_l=0,5$ для СВВП с легконагруженными винтами и $K_l=0,9 \dots 1$ — для СВВП с средне- и тяжело нагруженными винтами.

Величина средней хорды крыла определяется из соотношения $b_{cp}=S_{кр}/l$. Сужение крыла у СВВП с легконагруженными винтами обычно равно единице, со средненагруженными — 0,7, а с тяжело нагруженными винтами 0,6—0,65.

Длина и миделевое сечение фюзеляжа СВВП зависит в основном от его компоновки, т. е. от потребных объемов, необходимых для размещения экипажа, грузов, части агрегатов и оборудования. На основании обработки статистического материала установлено, что длина фюзеляжа СВВП, как правило, больше размаха крыла и составляет для винтовых СВВП $l_{ф}=(1,18 \dots 1,35)l$, а для реактивных СВВП диапазон изменения величины $l_{ф}/l$ очень велик (от 1,15 до 2,7). По зарубежным данным, миделевое сечение в основном для военных СВВП определяется габаритами двигателей и боевой нагрузкой, а у пассажирских и транспортных — габаритами и количеством груза, для перевозки которого он предназначен.

По величине определенной выше нагрузки на площадь крыла $p_{кр}$ определяют скорость перехода реактивного СВВП, пользуясь формулой (4.2). Тогда

$$V_{пер,р}=4,4 \sqrt{p_{кр}/c_{y \max}}, \quad (4.4)$$

для винтового СВВП скорость перехода согласно [20] значительно меньше скорости, полученной по формуле (4.4). Вследствие обдувки крыла потоком воздуха от винтов

$$V_{пер,в}=V_{пер,р}=-0,8v_2' \sqrt{S'/S}=4,4 \sqrt{\frac{p_{кр}}{c_{y \max}}} - 0,8v_2' \sqrt{S'/S}, \quad (4.5)$$

где v_2' — индуктивная скорость потока за винтом, с учетом выноса последнего по отношению к передней кромке крыла; S и S' — соответственно общая площадь крыла и площадь, обдуваемая струей от винта.

Скорость снижения на режиме авторотации в случае отказа двигателей может быть использована только винтовыми СВВП с легконагруженными винтами, при использовании «подрыва» винта в момент приземления СВВП (см. [20], гл. XVII, § 4), так как с увеличением нагрузки p скорость снижения становится настолько большой, что не обеспечивает безопасного приземления аппарата.

Минимальная скорость снижения СВВП на режиме авторотации

$$V_{y \min} \cong 3,6 \sqrt{p}, \quad (4.6)$$

что при нагрузке $p=64$ даН/м² составляет ~ 30 м/с и только с помощью подрыва в момент приземления ее можно довести до допускаемого значения $V_y=5$ м/с.

Снижение СВВП при планировании на режиме авторотации уменьшает вертикальную составляющую скорости почти вдвое, но и тогда минимальная скорость снижения будет ~ 15 м/с, что также требует подрыва винтов в момент приземления. Поэтому СВВП должен иметь не менее двух двигателей, для того чтобы в случае остановки одного из них скорость снижения не превышала допустимых значений.

При дросселировании двигателей или выходе из строя одного из них вертикальную скорость снижения можно определять по формуле (17.6), приведенной в работе [20]:

$$V_y' = \frac{102 \varepsilon \bar{N}}{q} - 1,1 V_1 0,835 \mu_{0,75} \omega R, \quad (4.7)$$

где $\mu_{0,75} = \frac{c_x}{c_y}$ — величина, обратная аэродинамическому качеству профиля лопасти на $\bar{r}=0,75$; ωR — окружная скорость концов лопастей.

По ранее определенной потребной тяговооруженности с учетом условий взлета можно определить величину статического потолка СВВП при стандартных атмосферных условиях и с учетом изменения температуры по высотам, пользуясь графиком, приведенным на рис. 3.6, для реактивных СВВП и 3.7 — для винтовых и вентиляторных СВВП, имеющих механический привод винтов и вентиляторов.

Дальность (в км) горизонтального полета для реактивного СВВП определяется по общеизвестной формуле [26]:

$$L = 3,6 \int_{m_1}^{m_0} \frac{1}{C_T} \frac{c_y}{c_x} V \frac{dm}{m}, \quad (4.8)$$

а для винтового по формуле, приведенной в работе [20],

$$L_{\max г.и.} = 270 \left(\frac{K \eta}{c_e} \right) \ln \frac{m_0}{m_1}. \quad (4.9)$$

Полная дальность полета, как известно, складывается из дальности горизонтального полета и дальности на участках набора высоты и снижения

$$\left. \begin{aligned} L_{наб} &= \int_0^{t_{наб}} V_y \operatorname{ctg} \theta dt, \\ L_{пл} &\cong H_{г.л} K_{пл}. \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

Расчеты показывают, что для СВВП, так же как и для самолета, после взлета и набора высоты порядка 500—1000 м выгодно, с точки зрения увеличения дальности полета, дальнейший полет совершать с небольшой скоростью набора высоты. На СВВП следует производить медленный набор высоты, на половинной мощности двигателей. Скорость полета при этом снизится приблизительно на 22%, а дальность полета возрастет — на 55%.

Дистанция короткого взлета СВВП по-самолетному из-за сравнительно большей тяговооруженности всегда меньше, чем у самолета, в особенности у винтового СВВП, со средне- и тяжелонагруженными винтами, где на дистанцию разбега и взлета влияет обдувка крыла потоком от винтов.

Для реактивных СВВП дистанция разбега определяется по формуле (14.7) или номограмме (см. рис. 14.9) в работе [20]), а для винтовых — по формуле (14.30) из этой же книги.

Размеры аэродинамических органов управления СВВП выбираются аналогично подобным органам для самолета [2] с учетом меньших скоростей на взлете и посадке СВВП по-самолетному. Но применение сдува пограничного слоя (см. разд. 5, гл. 7) позволяет значительно снизить требуемые размеры аэродинамических органов управления до значений, близких к самолетным.

Тип и параметры вспомогательного управления и посадочных устройств определяются согласно рекомендациям, приведенным в гл. 7 и 10.

3. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ЕГО ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ ВЕСОВАЯ СВОДКА

Взлетная масса СВВП на начальной стадии проектирования может быть определена только ориентировочно, если исходить из заданной по ТТ полезной (коммерческой) нагрузки, скорости и дальности полета, а также статистических коэффициентов.

Метод градиентов взлетной массы [6], предназначенный в основном только для пересчета взлетной массы с проектированного аппарата или определения взлетной массы по прототипу, для вновь проектируемого аппарата мало пригоден. Более удобными являются методы массового баланса (рис. 4.3)

$$m = m_{п.н} + m_{пус} = m_{п.н} + m_{т} + m_{к} + m_{су} + m_{об} \quad (4.11)$$

и методы с использованием «уравнения существования» В. Ф. Болховитинова [2]

$$\begin{aligned} m/m &= m_{п.н}/m + m_{т}/m + m_{к}/m + m_{су}/m + m_{об}/m = \\ &= \bar{m}_{п.н} + \bar{m}_{т} + \bar{m}_{к} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_{об} = 1 \end{aligned} \quad (4.12)$$

Весовые формулы — обычно формулы эмпирические, которые разрабатываются на основе конструкторских проработок и обработки статистических данных для масс уже спроектированных и построенных образцов летательных аппаратов, аналогичных по типу проектируемому.

Статистических данных по величине масс СВВП и его агрегатов еще недостаточно для разработки формул, позволяющих с большой точностью определять массу его основных агрегатов. Кроме того, разработка формул затрудняется еще и обилием различных конструктивных схем СВВП.

В силу этих соображений конструктор должен при анализе массы СВВП использовать накопленный опыт расчетов для обычных

самолетов и вертолетов. Следует помнить, что улучшение любого из таких качеств летательного аппарата, как скорость, потолок и дальность полета, безопасность и комфорт достигается установкой соответствующих технических средств, приводящих к увеличению массы конструкции СВВП и к снижению массы полезной нагрузки. Подробно этот вопрос рассмотрен в работе [20], где приводятся со-

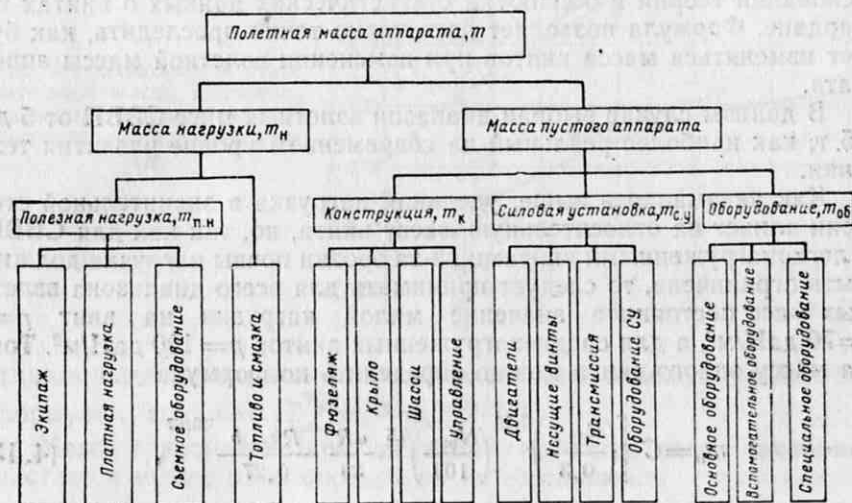


Рис. 4.3. Основные составляющие массы СВВП

ответствующие формулы и графики, облегчающие составление массовой сводки аппарата. В данном разделе рассматриваются соотношения масс отдельных агрегатов.

Масса и габариты полезной (коммерческой) нагрузки транспортных самолетов обычно задаются в техническом задании на проектирование. Полезная нагрузка пассажирских летательных аппаратов определяется количеством перевозимых пассажиров, а для определения ее массы следует пользоваться табл. 5.1, приведенной в работе [20], данными из работы [6] и материалами МГА по данному вопросу.

Пользуясь формулами (5.6) и (5.7) из работы [20], можно показать соотношение расходов топлива на взлет и посадку винтовых и реактивных СВВП, принимая одинаковые значения полетного времени

$$\frac{m_{т.в}}{m_{т.р}} = \frac{(0,04 - 0,05) c_e}{q (0,04 - 0,05) c_r} = \frac{c_e}{q c_r},$$

c_r — у подъемных двигателей равен 1,1—1,3; c_e — современных ТВД $\approx 0,25 - 0,33$ кг/кВт; $q \approx 2,7$ для средненагруженных винтов. Тогда $m_{т.в}/m_{т.р} \approx 0,085 \dots 0,095$, т. е. расход топлива у реактивного

СВВП на режимах взлета и посадки приблизительно в 10—12 раз больше расхода топлива винтового СВВП, имеющего среднюю нагрузку на винты. Еще больше будет соотношение расходов при сравнении реактивного СВВП с винтовым СВВП, имеющим малую нагрузку на винт.

Определить массу подъемно-маршевых винтов СВВП с малой нагрузкой на винты можно, пользуясь формулой, полученной на основании теории и обработки статистических данных о винтах на кардане. Формула позволяет достаточно точно проследить, как будет изменяться масса винтов при изменении взлетной массы аппарата.

В данном случае выбран диапазон взлетных масс СВВП от 5 до 35 т, как наиболее реальный на современном уровне развития техники.

Как указывалось выше, удельная нагрузка в значительной степени влияет на относительную массу винта, но, так как для СВВП с легконагруженными винтами из-за эрозии почвы нагрузка должна быть ограничена, то следует принимать для всего диапазона взлетных масс постоянное значение малой нагрузки на винт $p = 70$ даН/м², а для средненагруженных винтов $p = 120$ даН/м². Тогда массу одного винта можно определять по формуле

$$m_v = C \left[\left(\frac{R_{кр.л}}{0,3} \right)^{0,25} \left(\frac{N_{взл}}{100} \right)^{0,5} \frac{\omega R}{30} \frac{R k_{лоп} b}{0,27} \right]^{0,67}, \quad (4.13)$$

где $R_{кр.л}$ — радиус крепления лопасти; $N_{взл}$ — взлетная мощность, приходящаяся на один винт; ωR — окружная скорость концов лопастей; $k_{лоп}$ — число лопастей; b — хорда лопасти; R — радиус винта.

Постоянный коэффициент C в этой формуле принимался равным 6,45 для винта с шарнирным креплением лопастей и 8,4 — для винта на кардане.

На графике, приведенном на рис. 4.4, представлены зависимости изменения массы винта от создаваемой им тяги, подсчитанные по формуле (4.13) при указанных выше условиях.

Наиболее легкими винтами для СВВП с малой нагрузкой на винт являются согласно этой формуле шарнирные винты, но они мало пригодны для СВВП. Для СВВП наибольшее применение имеют винты на кардане и полужесткие винты (см. гл. 9).

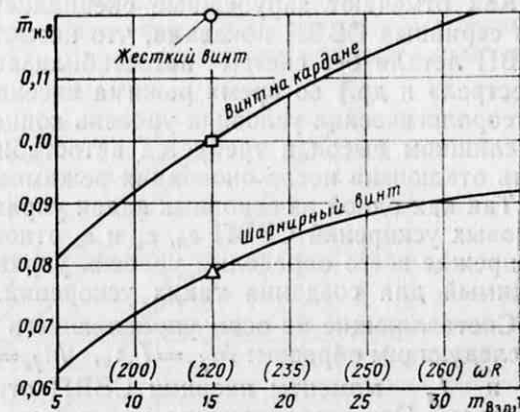
Из графика, приведенного на рис. 4.4, следует, что с увеличением взлетной массы СВВП масса подъемно-маршевой системы возрастает быстрее массы СВВП и может быть определена также по формуле $m_{н.с} = m_{н.с0} (m/m_0)^{4/3}$, где $m_{н.с0}$ — масса несущей системы прототипа.

Масса фюзеляжа может быть определена по формулам (5.8) и (5.9) или с помощью графиков, приведенных на рис. 5.6 и 5.7 в работе [20] или по формуле для СВВП:

$$m_{ф} = \frac{60}{g} \left\{ \frac{m_{взл}}{50} \frac{n S_{см04}}{104} [0,3 (l_{кав} + l_{трапа} + \Delta l_{и.т})]^{0,5} \lg \frac{V_{max}}{1,85} \right\}^{0,8}.$$

Массу системы управления, состоящей из управления, расположенного на подъемно-маршевых винтах системы проводки автома-

Рис. 4.4. Зависимость относительной массы подъемно-маршевых легконагруженных винтов от взлетной массы



тики и командных рычагов в кабине летчика, можно определять по формуле $m_{с.упр} = 0,17 \sum m_v + m_{взл} / 2 \cdot 10^2$.

Масса трансмиссии при увеличении взлетной массы также возрастает и может быть определена из соотношения

$$m_{тр} = \gamma_{тр0} N (m/m_0)^{0,445}.$$

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНЫХ СИЛ И МОМЕНТОВ ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Характерными режимами для СВВП, с точки зрения управляемости, являются: режим висения и переходные режимы от висения к горизонтальному полету и наоборот. На всех остальных режимах нет существенных отличий между СВВП и обычным самолетом.

Широкий диапазон скоростей полета СВВП требует применения двух различных типов управления относительно трех осей — обычных аэродинамических подвижных поверхностей для управления на маршевом полете с использованием подъемной силы крыла и оперения и системы вспомогательного управления, используемой во время режима перехода, вертикального и с коротким пробегом взлетов и посадок. Поэтому на переходных режимах полета суммарная мощность управления обычно превосходит требуемую мощность.

Следует отметить, что из-за сравнительно большой мощности, расходуемой на управление, и большой чувствительности двигателей к отбору воздуха, у многих СВВП на первых порах вспомогательное управление на режимах висения имело недостаточную мощность, которая в процессе доводки повышалась до необходимых размеров.

Для получения эффективного управления по тангажу в диапазоне от максимальных скоростей полета до малых скоростей переходных режимов необходимо применять управляемый стабилизатор.

Как отмечают зарубежные специалисты, практика эксплуатации серийных СВВП показала, что несмотря на то, что отдельные СВВП летали без систем автостабилизации (Белл Х-14, Р.1-127 «Кестрел» и др.) во время режима висения, при неблагоприятных метеорологических условиях уровень концентрации внимания пилота слишком высок и требуется автостабилизация, которая может быть отключена после окончания режимов висения и перехода.

Так как одной из основных задач управления является создание угловых ускорений СВВП ϵ_x , ϵ_y и ϵ_z относительно связанных осей, то прежде всего определим уровень управляющих моментов, необходимый для создания таких ускорений.

Составляющие по осям управляющего момента M_j определяют следующим образом: $M_{jx} = I_x \epsilon_x$, $M_{jy} = I_y \epsilon_y$, $M_{jz} = I_z \epsilon_z$, где I_x , I_y и I_z — моменты инерции СВВП относительно соответствующих осей. Эти составляющие могут быть выражены через их слагаемые, состоящие из моментов инерции планера и полезной нагрузки I_{x0} , I_{y0} и I_{z0} моментов инерции отдельных агрегатов, зависящих от их массы и расстояния до центра тяжести СВВП:

$$\left. \begin{aligned} M_{jx} &= I_{x0} \epsilon_x + \sum m_a r_x^2 \epsilon_x, \\ M_{jy} &= I_{y0} \epsilon_y + \sum m_a (r_x^2 + r_z^2) \epsilon_y, \\ M_{jz} &= I_{z0} \epsilon_z + \sum m_a r_x^2 \epsilon_z, \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

здесь m_a — масса отдельного агрегата; r_x , r_y и r_z — координаты ц. т. агрегата относительно ц. т. СВВП по соответствующим осям.

Величины моментов инерции I_{x0} , I_{y0} и I_{z0} могут быть определены по графику, приведенному на рис. 4.5, построенному на основании статистических данных и специальных расчетов.

В формулах (4.14) собственными моментами инерции агрегатов (во втором слагаемом) из-за их сравнительно малых значений пренебрегаем.

Изменения в полезной нагрузке СВВП незначительно влияют на его моменты инерции, поскольку нагрузка обычно размещается вблизи ц. т. аппарата, где радиусы инерции небольшие и при разных вариантах загрузки мало изменяются. В том случае, когда какой-либо груз располагается на значительном расстоянии от ц. т. СВВП, его момент инерции следует учитывать в уравнениях (4.14).

Моменты инерции СВВП в первом приближении можно рассчитывать по следующим формулам:

$$I_x = m (\xi_x l)^2, \quad I_y = m \left(\xi_y \frac{l + l_\phi}{2} \right)^2, \quad I_z = m (\xi_z l_\phi)^2,$$

где l и l_ϕ — соответственно размах крыльев и длина фюзеляжа СВВП; ξ_x , ξ_y и ξ_z — коэффициенты, имеющие следующие значения

для пассажирских и транспортных СВВП: $\xi_x = 0,07 \dots 0,08$; $\xi_y = 0,16 \dots 0,20$; $\xi_z = 0,13 \dots 0,15$. Следует заметить, что величины коэффициентов ξ_x , ξ_y и ξ_z в значительной степени зависят от компоновки и размещения на СВВП двигателей.

Зависимость l и l_ϕ от взлетной массы СВВП по данным статистики представлена на рис. 4.6. Длина фюзеляжа обычного самолета

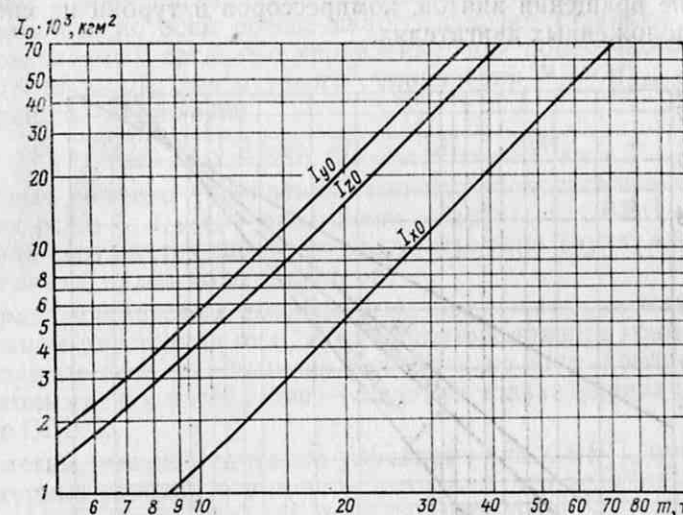


Рис. 4.5. Зависимость моментов инерции планера и полной нагрузки от взлетной массы для пассажирских и транспортных СВВП

та и СВВП почти одинакова, так как она зависит в основном от характера и массы полной нагрузки. Размах крыла обычного самолета при малых значениях взлетной массы больше, по сравнению с СВВП из-за меньшей удельной нагрузки на крыло и крыла несколько большего удлинения.

С увеличением взлетной массы эта разница в размахе крыла обычного самолета и СВВП исчезает, так как их удельные нагрузки и удлинения крыла становятся близкими.

Рассмотрим определение внешних возмущающих моментов, действующих на СВВП в полете. Гироскопический момент подъемно-маршевого винта $M_{гир} = I_\omega \omega_\omega$, где I_ω — момент инерции винта относительно оси вращения; ω_ω — угловая скорость винта; ω — угловая скорость СВВП.

Момент инерции винта можно определить по формуле

$$I_\omega = 1,04 R m_\omega r_i^2 = 0,36 k m_\omega R^2.$$

При установке на винтовой СВВП соосных винтов их гироскопический момент $M_{гир} = 0$. По аналогии с воздушным винтом можно определять гироскопические моменты вращающихся масс двигателя. При этом следует учитывать, что угловая скорость вращения

нагнетателя и турбины двигателя в несколько раз больше, чем угловая скорость винта и достигает 1000—1200 рад/с и более.

Вектор момента $M_{гир}$ будет перпендикулярен плоскости, в которой лежат векторы угловых скоростей ω_v и ω . При многодвигательных силовых установках во избежание значительного роста момента $M_{гир}$ вращающихся винтов и масс двигателей следует изменить направление вращения винтов, компрессоров и турбин на симметрично расположенных двигателях.

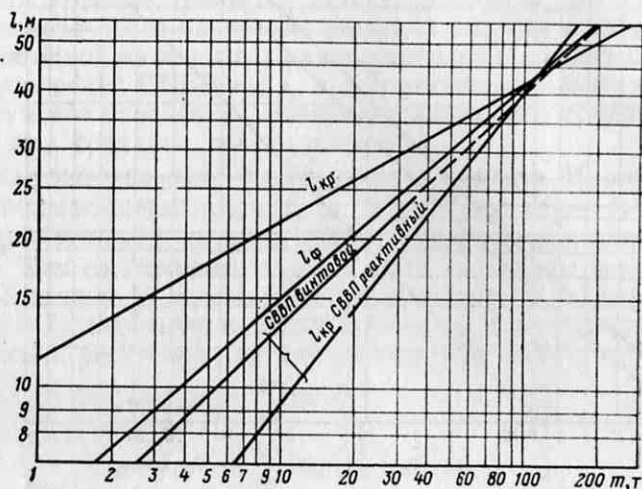


Рис. 4.6. Зависимость длины фюзеляжа и размаха крыла от взлетной массы СВВП

При вращении СВВП вокруг ц. т. возникает демпфирующий момент $M_{г.д}$ относительно оси, перпендикулярной плоскости вращения СВВП. Этот момент создается массой газов, протекающих в каналах двигателей, и может быть определен как сумма моментов отдельных двигателей, т. е.

$$M_{г.д} = \sum (I'_{г.д} + m_c a^2) d\omega/dt, \text{ здесь } I'_{г.д} = \sum \Delta m h^2 \cong (1/4) m_c g l_{дв}^2 \bar{r}_i^2,$$

где $I'_{г.д}$ — момент инерции секундной массы газов, протекающих внутри каналов двигателя; $l_{дв}$ — длина двигателя; \bar{r}_i — относительный радиус инерции секундной массы газов, протекающих через двигатель; m_c — секундный расход газов (воздуха), протекающих через двигатель; a — расстояние между ц. т. двигателя и СВВП. Величина $\bar{r}_i \cong 0,7 \dots 0,73$ или $\bar{r}_i^2 = 0,5$. Тогда

$$I'_{г.д} \cong (m_c / 8g) l_{дв}^2, \quad M'_{г.д} = \sum m_c / g \left(\frac{l_{дв}^2}{8} + a^2 \right) \frac{d\omega}{dt}.$$

Для двигателя RB=162, у которого расход воздуха $m_c = 27$ кг/с, длина двигателя $l_{дв} = 1,31$ м, получим $I'_{г.д} = \frac{27 \cdot 1,31^2}{9,81 \cdot 8} \cong 6$ Нмс.

При установке двигателей вблизи ц. т. СВВП плечо a будет малым, поэтому в приближенных расчетах величиной $M_{г.д}$ можно пренебречь.

Остальные моменты от возникающих при вращении СВВП сил определяются так же, как и для обычного самолета.

Преодоление составляющих потребного суммарного управляющего момента по осям обеспечивается соответствующим уровнем сил, создаваемых органами управления: для поперечного управления $P_x = M_{x \text{ потр}} / l_z$, для путевого управления $P_y = M_{y \text{ потр}} / l_{x1}$, для продольного управления

$$P_z = M_{z \text{ потр}} / l_{x2}. \text{ Здесь } M_{x \text{ потр}}, M_{y \text{ потр}}, M_{z \text{ потр}} —$$

потребные моменты управления самолетом относительно соответствующих осей; l_{x1} , l_{x2} , l_z — расстояния между ц. т. СВВП и центром давления соответствующего органа управления (руля, элерона, рулевого винта, рулевого вентилятора).

Управляющие силы должны быть приложены на максимально возможном расстоянии от ц. т. на противоположных концах СВВП, они должны быть равными по величине, но противоположно направленными. Их назначение — создание только управляющих моментов СВВП.

Заметим, что исследования управляемости СВВП, проведенные на натурных стендах и в полете, показали, что величины одновременно действующих управляющих сил небольшие. Интенсивное управление требуется либо по тангажу, либо по крену. Отсутствие больших, одновременно действующих потребных управляющих сил, имеет большое значение при расчете систем управления, у которых один источник энергии обеспечивает все органы управления. Кроме того, исследования показали, что продолжительность действия больших потребных управляющих сил невелика. Это позволяет использовать для обеспечения эффективного управления кратковременные допустимые перегрузки силовой установки.

Следует указать, что при наклоне СВВП на режиме висения создаются большие силы в горизонтальной плоскости, равные горизонтальной составляющей подъемной силы СВВП. С помощью этих сил летчик обычно управляет горизонтальным перемещением СВВП на режимах висения и посадки. Величина скорости перемещения в этом случае зависит от времени действия этих сил и может достигать сравнительно больших значений.

Резкий наклон аппарата под действием порыва ветра (или других причин) при быстрой реакции летчика, направленной на ликвидацию наклона, не приводит к большим перемещениям СВВП в горизонтальной плоскости.

Скорость перемещения СВВП при наклоне его в любую сторону можно определить по формуле $V = g \int_0^t \sin \delta(t) dt$, где δ — угол наклона СВВП или отклонения силы тяги подъемных устройств; t — время наклонного положения СВВП.

При реакции летчика в 0,3 с и небольших наклонах СВВП в пределах 3—5° перемещение самолета не превышает 0,15—0,2 м, т. е. СВВП на режиме висения практически неподвижен.

Обеспечение управляемости при проектировании СВВП — очень трудная задача и решается она различными способами. Способы эти зависят в основном от типа несущей системы СВВП, создающей подъемную силу на режиме висения и при малых скоростях полета, когда обычные аэродинамические рули не эффективны. Энергия, необходимая для обеспечения управляемости на этих режимах, обычно отбирается от силовой установки летательного аппарата в объеме до 8—10% от общих затрат мощности.

На режиме висения и движения СВВП с малыми скоростями аэродинамические силы не создают достаточной величины демфирующих моментов. Поэтому роль гироскопических моментов нагнетателей и турбин двигателей, воздушных, подъемных и рулевых винтов весьма существенна: они несколько демфируют возможные колебания СВВП.

С увеличением взлетной массы летательного аппарата возрастает его момент инерции. Согласно графику, приведенному на рис. 5.5, увеличение взлетной массы в два раза приводит к увеличению момента инерции — в четыре раза. Этот относительно больший момент инерции вызывает обычно уменьшение располагаемого ускорения при управлении. Но некоторое уменьшение угловых ускорений при увеличении взлетной массы можно допустить, поскольку внешние возмущения от порывов ветра также уменьшаются.

Рассмотрим изменение момента от порыва ветра при увеличении размеров и взлетной массы СВВП. При этом сделаем допущение, что нагрузка на площадь несущей поверхности постоянна. Скоростной напор и аэродинамический коэффициент момента также постоянны. Тогда отношение моментов от порывов ветра составит

$$\frac{M_2}{M_1} = \frac{c_m q S_2 l_2}{c_m q S_1 l_1} = \frac{S_2 l_2}{S_1 l_1},$$

где S_2 и l_2 — соответственно площадь несущей поверхности и линейный размер аппарата с увеличенной взлетной массой. Но $p_2 = p_1$. Следовательно, $m_2/S_2 = m_1/S_1$ или $S_2/S_1 = m_2/m_1$, тогда $M_2/M_1 = (m_2/m_1)(l_2/l_1)$. Но зависимость линейных размеров при геометрическом подобии площадей $l_2/l_1 = \sqrt{S_2/S_1}$. Тогда получим $M_2/M_1 = m_2/m_1 \sqrt{S_2/S_1}$ или $M_2/M_1 = (m_2/m_1)^{3/2}$.

Угловое ускорение $\varepsilon = M/I$. Отношение угловых ускорений, создаваемых порывом ветра при увеличении взлетной массы СВВП, будет иметь вид

$$\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \frac{M_2/I_2}{M_1/I_1} = \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^{3/2} : \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^2 \text{ или } \varepsilon_2 = \varepsilon_1 \left(\frac{m_1}{m_2}\right)^{1/2}. \quad (4.15)$$

С увеличением взлетной массы угловые ускорения, вызываемые воздействием ветра на СВВП, уменьшаются, следовательно, уменьшается и величина требуемого углового ускорения, необходимого для стабилизации более тяжелого по взлетной массе СВВП. неиз-

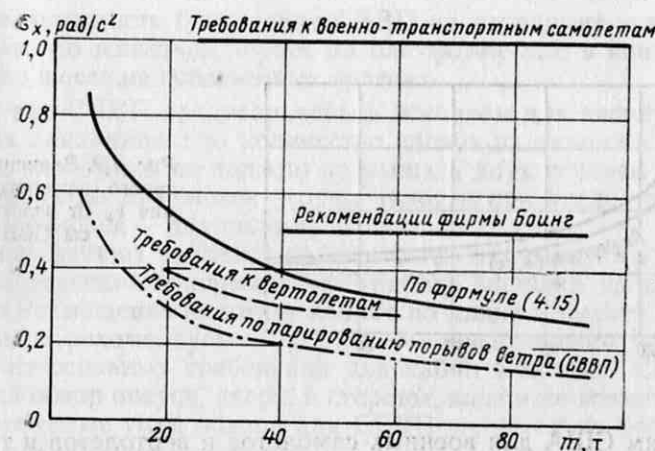


Рис. 4.7. Зависимость поперечного углового ускорения ε_x от взлетной массы СВВП

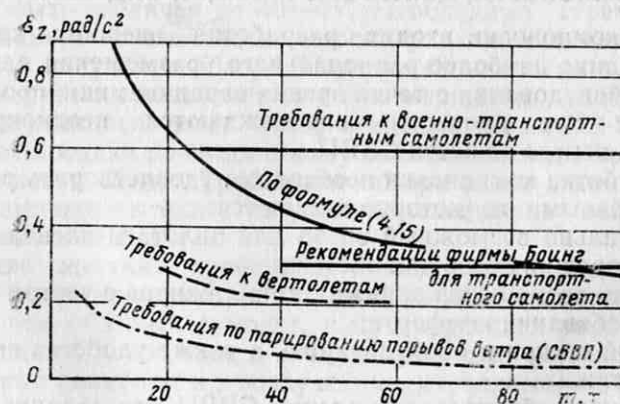


Рис. 4.8. Зависимость продольного углового ускорения ε_z от взлетной массы СВВП

бежный рост нагрузки на крыло при увеличении взлетной массы СВВП также снижает величину потребного углового ускорения. Потребные же угловые ускорения, необходимые для обеспечения маневра, не зависят от взлетной массы СВВП. На рис. 4.7, 4.8 и 4.9 представлены зависимости ϵ_x , ϵ_z и ϵ_y от взлетной массы СВВП по

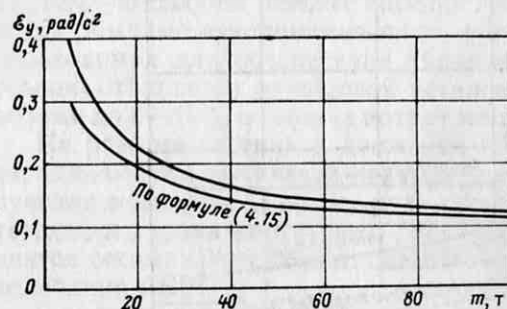


Рис. 4.9. Зависимость путевого углового ускорения ϵ_y от взлетной массы СВВП

требованиям США для военных самолетов и вертолетов и требованиям других организаций. Здесь же дана зависимость угловых ускорений, подсчитанная по формуле (4.15). Из этих графиков следует, что рекомендации фирмы Боинг, слишком жесткие, особенно для тяжелых по взлетной массе летательных аппаратов, у которых потребные ускорения могут быть значительно снижены.

5. КОМПОНОВКА, ЦЕНТРОВКА И ОБЩИЙ ВИД СВВП

В задачу компоновки входит разработка внешних контуров СВВП, изыскание наиболее рационального размещения нагрузки, агрегатов и оборудования с точки зрения аэродинамики, прочности, эксплуатации. Эти процессы сопровождаются неоднократным определением центра тяжести СВВП.

При разработке компоновки необходимо удовлетворить ряд требований, основными из которых являются:

- максимально возможный обзор для пилота и членов экипажа, а также хороший обзор для пассажиров;
- удобство размещения экипажа и пассажиров с учетом принятых норм и требований комфорта;
- хороший доступ к оборудованию, а также удобства его монтажа и демонтажа;
- возможность быстрого покидания СВВП при аварии;
- быстрота и удобство посадки и покидания СВВП пассажирами, а для транспортных СВВП — быстрота погрузки и возможность транспортировки грузов в контейнерах.

Помимо этих требований, в задачу компоновки входит удовлетворение следующих требований производства, ремонта и эксплуатации СВВП:

— создание необходимого количества технологических разъемов, обеспечивающих широкий фронт работ при изготовлении и ремонте;

— удобство монтажа и демонтажа силовой установки, ее агрегатов и хороший доступ к ним в период эксплуатации;

— возможность буксировки СВВП на аэродроме и транспортировки его по железной дороге на платформе или в контейнере, а также по шоссе на собственных колесах.

Так как СВВП предназначены в основном для эксплуатации на местных авиалиниях, то количество членов их экипажа по соображениям экономики не должно превышать двух человек (при числе пассажиров до 25 человек — один пилот и при числе пассажиров более 25 человек — два пилота).

Объем кабины экипажа должен быть минимальным, но таким, чтобы обеспечивать нормальную работу экипажа на всех этапах полета. Размещение пилота в кабине по длине и высоте стандартизировано и рекомендуемые ее размеры представлены на рис. 4.10. Одним из основных требований для кабин экипажа СВВП — это хороший обзор вперед, вверх, в стороны, вниз и по возможности назад. Требуемые углы обзора для СВВП значительно больше углов обзора для обычного самолета.

На рис. 4.11 представлены требуемые углы обзора. Кроме того, на режиме висения рекомендуется иметь для летчика возможность открыть левую дверцу кабины экипажа и визуально наблюдать место приземления. Обзор назад может быть осуществлен с помощью выдвижного перископического зеркала. Обзор вверх — назад на 20° необходим из условий вертикального взлета, но при наличии катапультируемого сиденья и застекленного люка этот обзор может быть увеличен до $40\text{--}45^\circ$. Необходимо стремиться иметь минимальное количество не просматриваемых («мертвых») зон в передней полусфере обзора. Наличие блистера на боковом стекле кабины летчика позволяет ему при маршевом полете увеличить обзор вертикально вниз. Обзор в правую сторону $\pm 25^\circ$ необходим в случае посадки по-самолетному со сносом вправо при наличии бокового ветра 15 м/с. Требование обзора вверх и вниз $\pm 90^\circ$ на режиме висения вытекает из условий специфики взлетно-посадочных свойств СВВП.

Такие жесткие требования к обзору объясняются тем, что СВВП имеет во много раз больший диапазон взлетно-посадочных углов, чем обычный самолет, и при подходе к зоне аэропортов с интенсивным движением в воздухе он может встретить другие летательные аппараты и в воздухе, и на аэродроме, особенно при вертикальной посадке в условиях плохой видимости. Разумеется, чем лучше обзор, тем меньше вероятность столкновения.

В связи с тем, что СВВП предполагается использовать на местных авиалиниях с межпосадочными дистанциями полета в среднем 100—200 км, то при крейсерской скорости винтового СВВП 500—600 км/ч время полета на такое расстояние составит 20—25 мин, т. е. практически каждые 0,5 ч летчик небольшого СВВП с числом

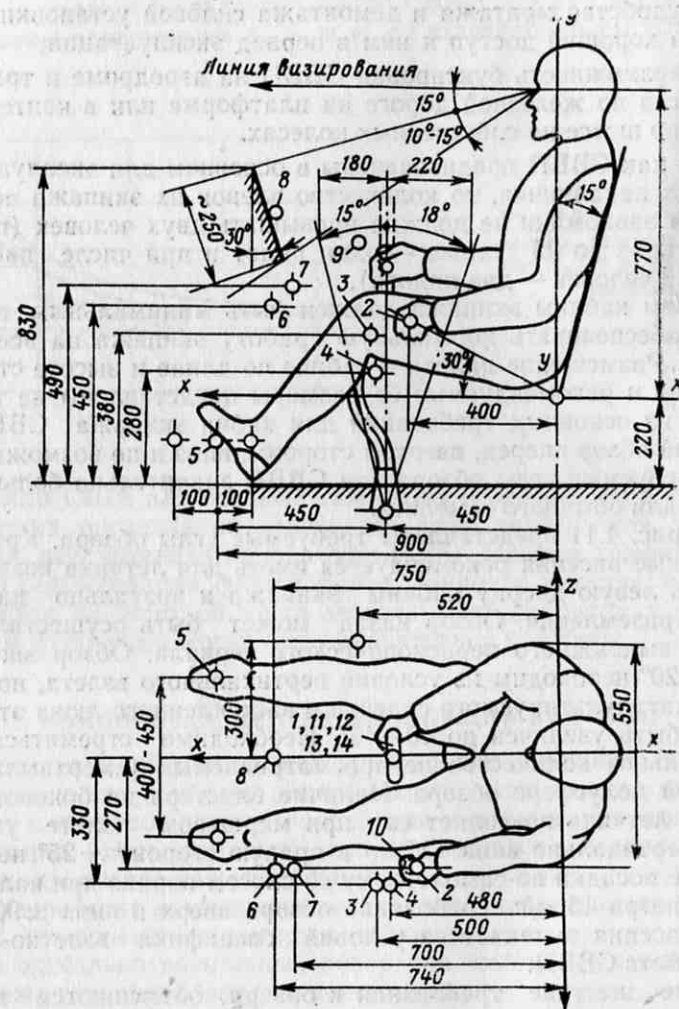


Рис. 4.10. Рекомендуемое размещение пилота в кабине:

1—рукоятка или штурвал управления по крену и тангажу; 2—рукоятка «Шаг—Газ»; 3—рукоятка рычага аварийного торможения колес; 4—щиток управления закрылками; 5—педаль управления по курсу; 6—рукоятка аварийного выпуска шасси; 7—рукоятка рычага уборки и выпуска шасси; 8—доска приборов; 9—рукоятка рычага аварийного сброса фонаря; 10—рукоятка рычага управления двигателями (РУД); 11—кнопка отключения автопилота; 12—кнопка триммера руля высоты; 13—кнопка приведения к горизонту; 14—гашетка кратковременного отключения автомата управления самолетом

пассажира до 15 человек должен покидать свое место для контроля высадки и посадки пассажиров. Это требует особых условий размещения командного рычага (ручки) управления СВВП. Обычная ручка управления («стекового» типа) непригодна. Необходимо иметь штурвальный пост управления с откидной горизонтальной

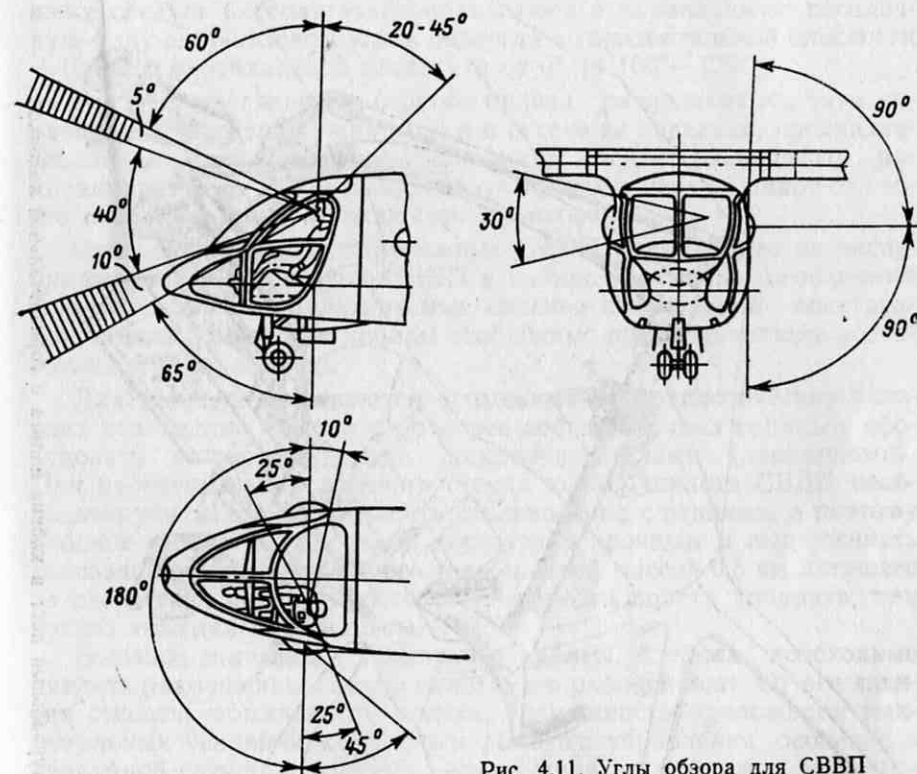


Рис. 4.11. Углы обзора для СВВП

колонкой, аналогичной показанной на рис. 4.12. Такая конструкция командной ручки управления аппаратом, кроме удобства покидания рабочего места пилотом (штурвал откидывается к приборной доске, автоматически ставится на стопор и не мешает пилоту покидать рабочее место), позволяет несколько увеличить обзор нижней передней полусферы.

При полетах по неизвестным трассам необходим второй пилот (он же штурман и радист) даже при числе пассажиров меньше 25, поэтому в конструкции кабины экипажа даже небольших пассажирских и транспортных СВВП необходимо предусматривать второе запасное сиденье, которое в обычных полетах по известному маршруту может быть использовано для размещения одного из пассажиров. Командные рычаги управления второго пилота в последнем случае должны быть легко съемными или отключаться.

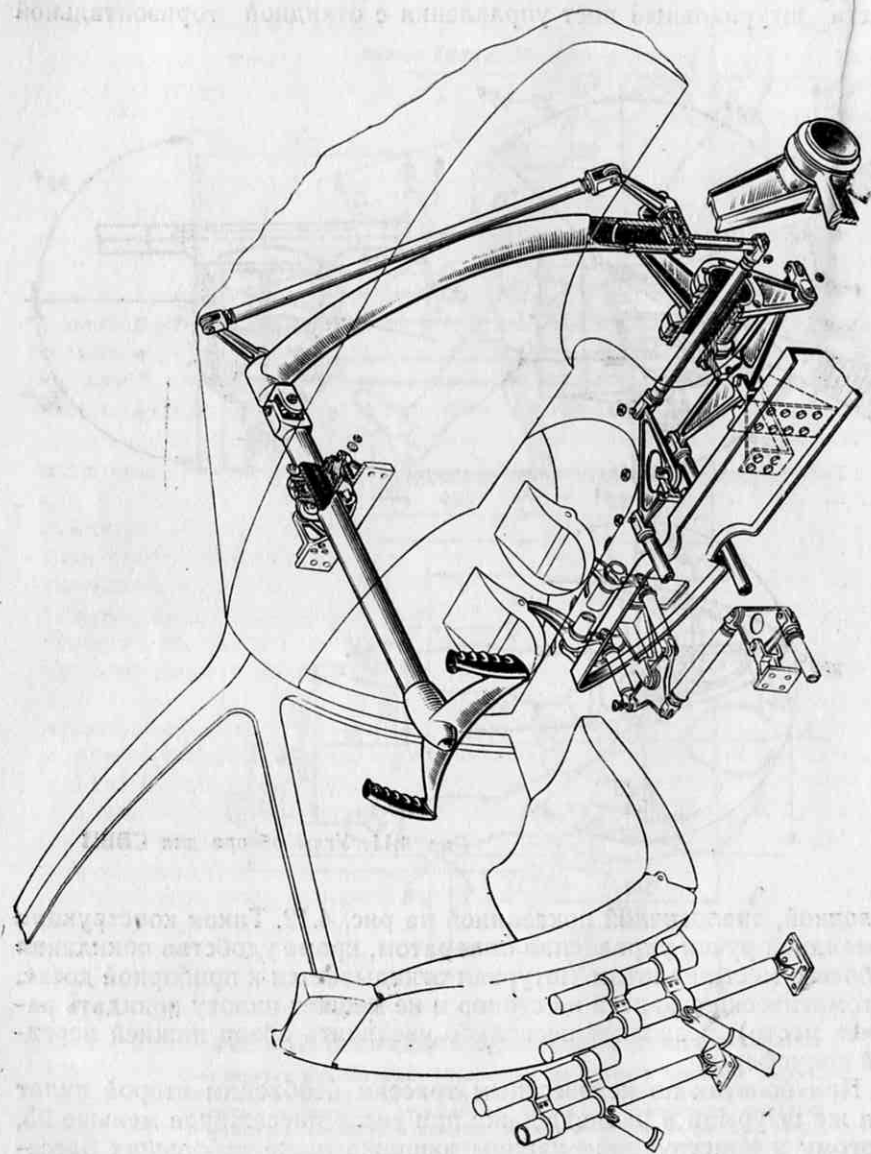


Рис. 4.12. Штурвальный пост в кабине пилота с горизонтальной колонкой

Носовая часть кабины пилотов обычно используется для размещения антенны метеорологического радиолокатора и радиолокатора для предупреждения столкновения с другими летательными аппаратами. Если такие радиолокаторы отсутствуют или размещены в другом месте, то это место может быть использовано для размещения электроаккумуляторов. Кроме того, в носовой части фюзеляжа следует располагать убирающуюся и управляемую посадочную фару с диапазоном углов поворота в горизонтальной плоскости $\pm 100^\circ$ и в вертикальной плоскости от 0° до 100° — 120° .

В отсеке за сиденьем первого пилота располагаются тяги управления и электроаппаратура, а в отсеке за сиденьем, предназначенном для второго пилота — штурмана, следует располагать радиоаппаратуру с таким выводом ручек, чтобы первый пилот со своего места мог легко их включать и выключать.

Опыт эксплуатации зарубежных СВВП показал, что на экспериментальных и грузовых СВВП в кабине летчиков необходимо устанавливать катапультируемые сиденья специальной конструкции, для чего в потолке кабины необходимо предусматривать достаточных размеров люк.

Для безопасности полетов в сложных метеорологических условиях необходимо обеспечить обогрев лобовых стекол кабины и оборудовать их механическими стеклоочистителями (дворниками). При проектировании лобового стекла кабины пилота СВВП необходимо учитывать возможность столкновения с птицами, а поэтому лобовое стекло должно быть достаточно прочным и выдерживать скользящие удары аморфного тела средней массой 0,5 кг, летящего со скоростью, равной крейсерской скорости полета аппарата, или кусков льда диаметром 2,5 см.

Большое значение в компоновке кабины экипажа необходимо уделять размещению самого пилота, его рабочей позы. От нее зависит степень утомляемости полета, возможность приложения максимальных усилий к командным рычагам управления, особенно в аварийной ситуации, удобство воздействия на остальные элементы управления СВВП, а также удобство наблюдения за приборами.

На рис. 4.13 представлена рекомендуемая схема размещения командных рычагов, ручек управления и приборов в кабине пилотов, а на рис. 4.14 показано их размещение на СВВП CL-84. На рис. 4.15 показано размещение оборудования, приборов и командных рычагов на реактивном СВВП Do-31E.

Исходя из удобств наблюдения за приборами, их группируют по назначению и устанавливают на приборных досках в соответствующем порядке. Пилотажно-навигационные приборы размещают в центре и в левой части, а справа приборы — контролирующие работу двигателей. Справа от пилота или на правом борту кабины пилота располагаются приборы и оборудование, которым пилот редко пользуется в полете: система запуска двигателя, сумка с документами, приборы электрооборудования, панели сигнализации, управление аварийными системами и др., слева от пилота или на левом борту — рычаги управления двигателями, ручка «Шаг —

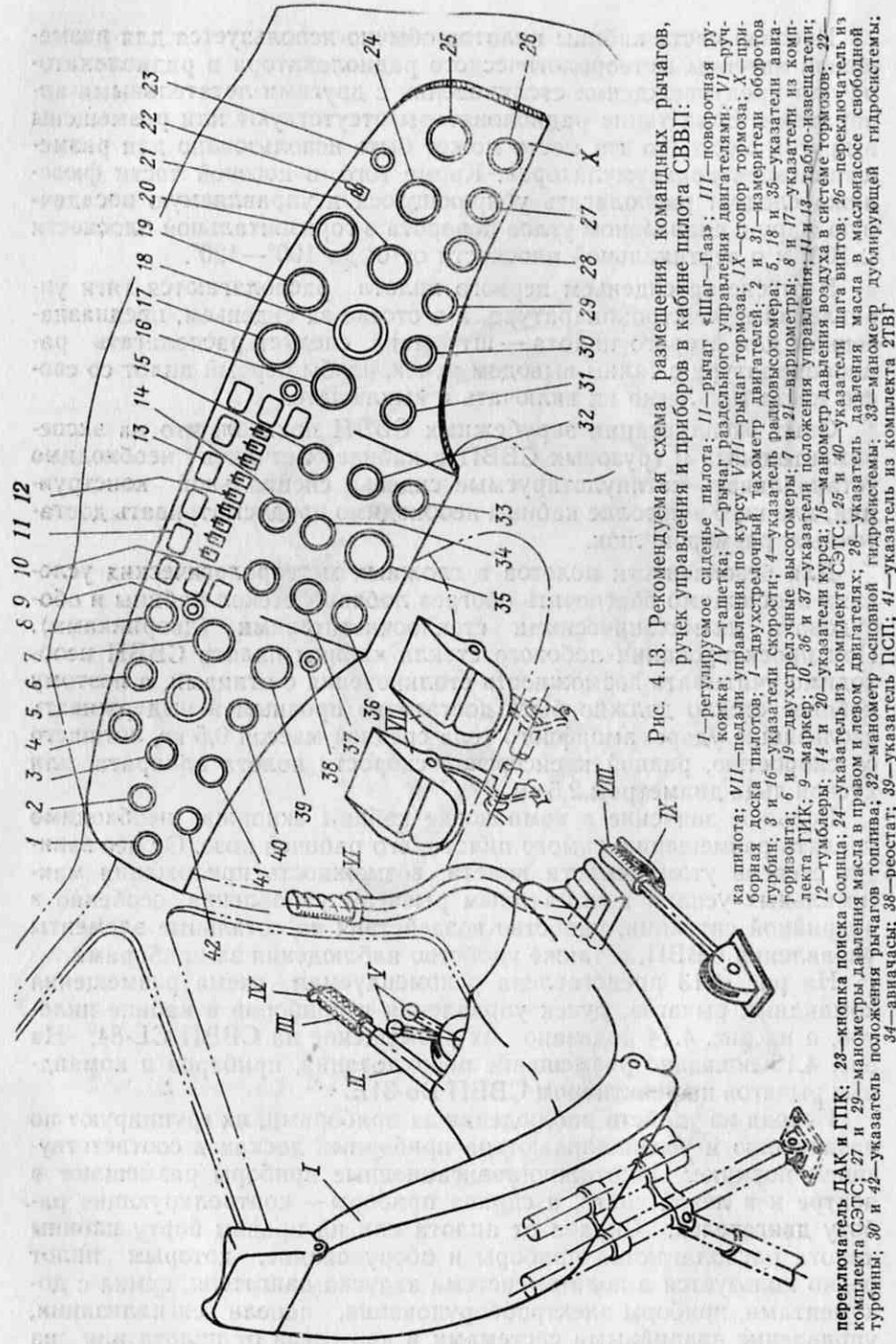


Рис. 4.13. Рекомендуемая схема размещения командных рычагов, ручек управления и приборов в кабине пилота СВВП.

1—регулируемое сиденье пилота; II—рычаг «Шаг-Газ»; III—поворотная рукоятка; IV—таблетка; V—рычаг раздельного управления двигателями; VI—ручка пилота; VII—педаль управления по курсу; VIII—рычаг тормоза; IX—стопор тормоза; X—приборная доска пилотов; I—двухстрелочный тахометр двигателя; 2 и 31—измерители оборотов турбин; 3 и 16—указатели скорости; 4—указатель радиовысотометра; 5, 18 и 35—указатели авиационного горизонта; 6 и 19—двухстрелочные высотомеры; 7 и 21—варимометры; 8 и 17—указатели из комплекта ГИК; 9—маркер; 10, 36 и 37—указатели положения управления; 11 и 13—табло-указатели; 12—тумблеры; 14 и 20—указатели курса; 15—манометр давления воздуха в системе тормозов; 22—переключатель ДАК и ГПК; 23—кнопка поиска солнца; 24—указатель из комплекта СЭТС; 25 и 40—указатели давления масла в правом и левом двигателях; 28—указатель давления масла в масляной гидросистеме; 32—манометр основной гидросистемы; 33—манометр дублирующей гидросистемы; 34—аванчасы; 38—реостат; 39—указатель ПСИ; 41—указатель из комплекта 2ТВ.

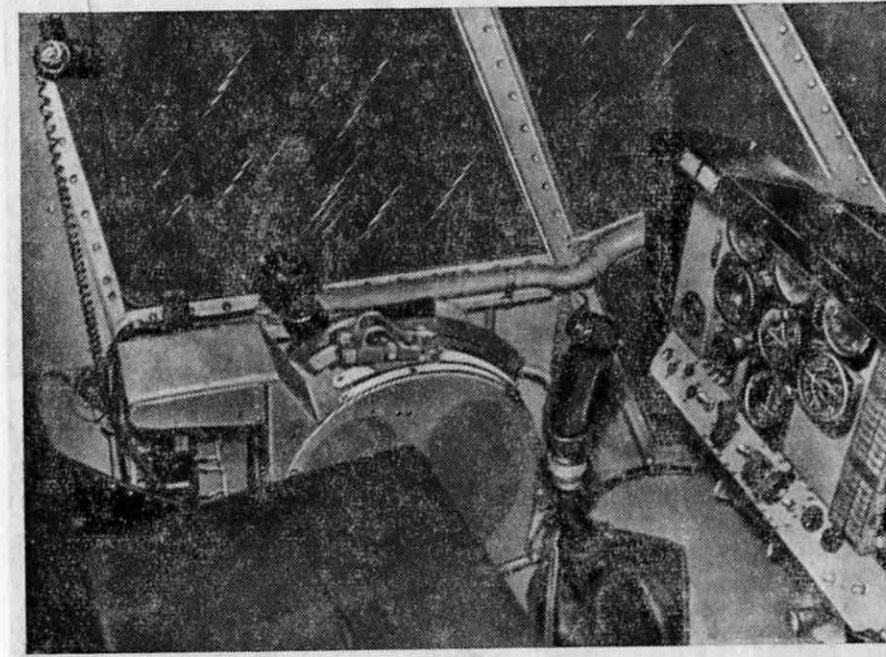


Рис. 4.14. Размещение ручек и приборов на винтовом транспортном СВВП CL-84 [41, 47]

функции контроля за различными системами переключать на приборы-автоматы, которые только в опасных ситуациях обращают на себя внимание с помощью звуко- или светосигнализации. Следовательно, располагать приборы, рычаги и переключатели необходимо так, чтобы пилот мог ими пользоваться без особых затруднений.

Проектирование пассажирских и грузовых кабин СВВП несколько отличается от подобных на обычном самолете из-за не-большой продолжительности полета и большой тяговооруженности. Последнее требует надежного крепления грузов в грузовых кабинах.

Поскольку полет на СВВП осуществляется в основном на высотах до 4000 м, а полет на больших высотах (грузовых СВВП) является исключением, то герметические кабины для СВВП не требуются. Это значительно облегчает конструкцию и массу пассажирской кабины. Сравнительно малая продолжительность полета 1—

1,5 ч не требует большого комфорта для пассажиров. Для пассажирских СВВП можно рекомендовать II и III классы комфорта, принятые для самолетов [6], а для небольших, спортивных и СВВП индивидуального пользования — автомобильные нормы комфорта.

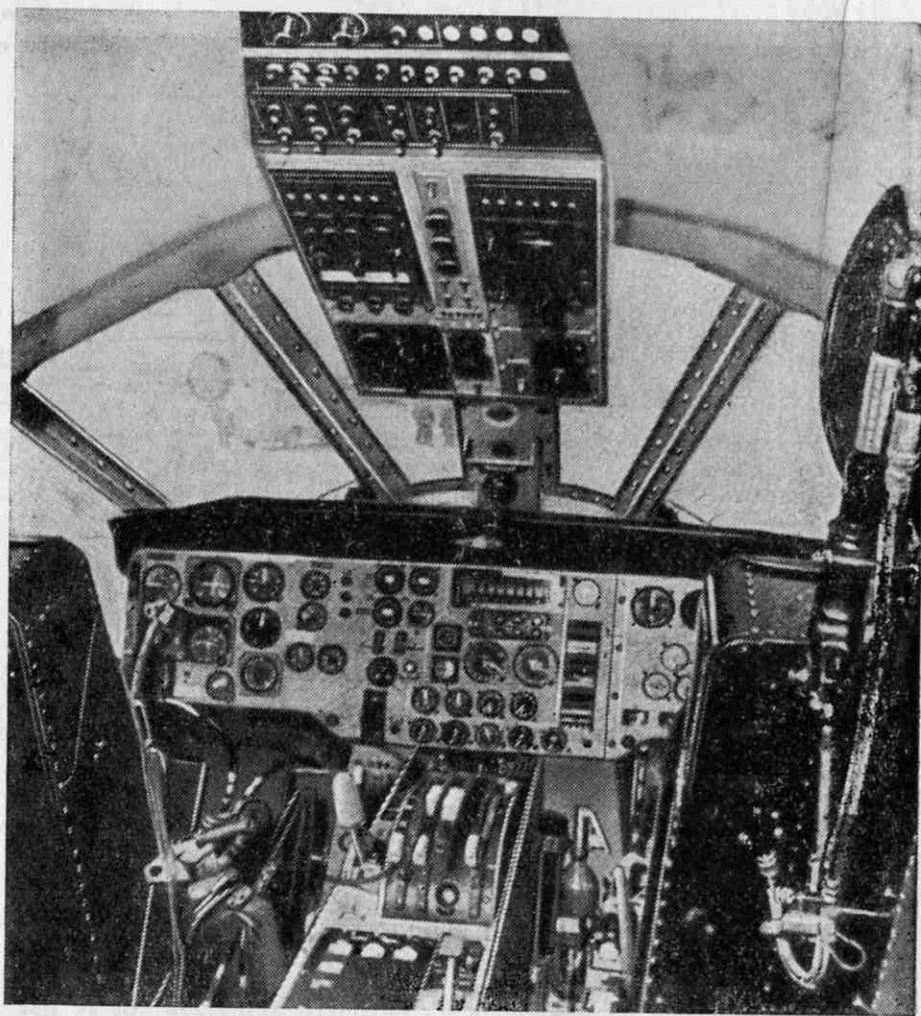


Рис. 4.15. Размещение ручек и приборов на реактивном транспортном СВВП Do-31E [41]

При компоновке пассажирской кабины основной задачей является удобное и компактное размещение определенного числа пассажиров, что связано с выбором оптимальных параметров кабины. При проектировании установлено, что при 10—15 пассажирах располагать их следует по одному у бортов с центральным проходом,

при числе пассажиров 15—25 — в три ряда с несимметричным проходом, а при 25—50 — в четыре ряда и т. д. Для СВВП с числом пассажиров до 50 человек может быть удачной компоновка пассажирской кабины типа купе, при которой пассажиры в каждом отделении (купе) располагаются в два ряда друг против друга (каждое купе имеет самостоятельный выход). Такая компоновка кабины требует дополнительных, централизованно открывающихся, дверей (как в метро), но не требует центрального прохода. По вместимости она преимуществ не имеет, но позволяет сократить время стоянки в аэропортах для вертолетов и тем самым повысить производительность СВВП.

Размеры пассажирской кабины зависят от числа пассажиров и уровня создаваемого комфорта. Последнее связано с габаритами и шагом сидений, величиной проходов, размещением сидений и соответствующих зазоров.

Параметры для размещения пассажиров в кабинах II и III классов и легковых автомобильных представлены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Класс сиденья	Шаг сидения, мм	Ширина сидения, мм	Ширина прохода, мм	Объем помещения на 1 человека, м ³	Ширина подлокотника, мм	Зазор, мм	Масса одного сиденья, кг	Масса блока из 2 сидений, кг
II — туристский	840—870	440	450	1,2—1,3	60	50	10—13	18—25
III — экономический	750—810	420	390	0,9—1,0	40	40	8—10	15—20
Для легких самолетов, вертолетов и СВВП	750—800	400	350	0,8—1,0	50	50	4,5—5,5	10—11
Автомобильный	700—800	350—400	180—300	0,35—0,48	60	0	5—7	7—10

Необходимо иметь в виду, что для СВВП с числом пассажирских мест более 15 следует применять, кроме отдельных сидений, блоки из двух или трех сидений, установки которых проще, а по массе они несколько легче, чем сумма масс отдельных сидений. На рис. 4.16 показаны стандартизованные размеры сиденья и блок из двух сидений, предназначенных для легких по взлетной массе самолетов, вертолетов и СВВП.

Таким образом, потребная ширина пассажирской кабины складывается из принятых: ширины сидений, прохода и зазоров, а длина зависит от принятых значений шага сидений и зазоров. Так, например, спинка первого ряда сидений должна находиться от передней стенки кабины на расстоянии не менее 1 м, а зазор между спинкой последнего ряда сидений и задней стенкой кабины при регулируемой спинке должен быть не менее 50 мм. При расположении кресел типа купе расстояние между спинками сидений (рис. 4.17) дол-

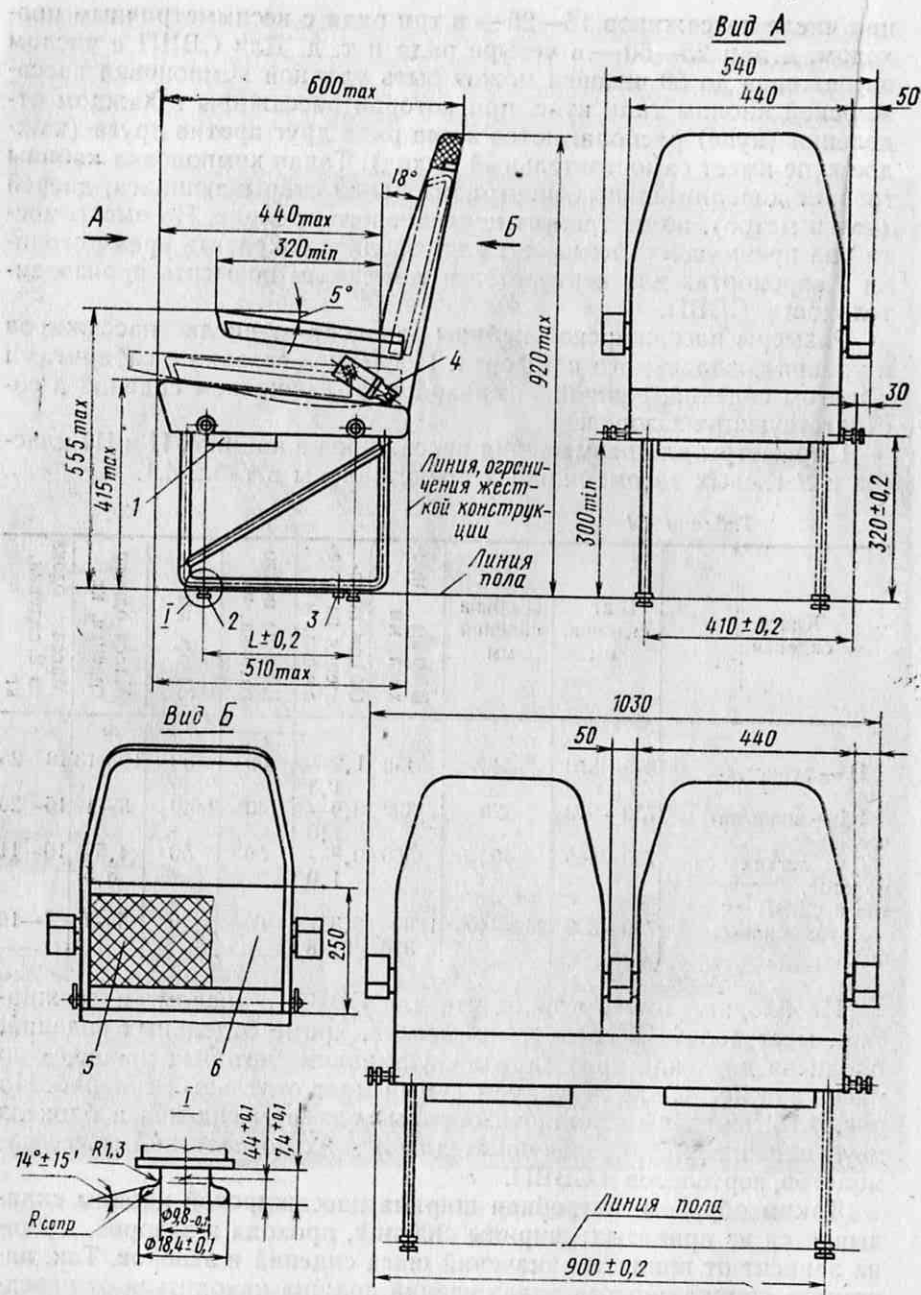


Рис. 4.16. Конструктивные размеры сиденья и блока сидений для легких по взлетной массе самолетов, вертолетов и СВВП:

1—карман для спасательного жилета; 2—штифт крепления кресла; 3—фиксатор; 4—при-
вязной ремень; 5—карман для инструкций и др.; 6—карман для гигиенических пакетов

жно быть равным 1500—1750 мм. Последняя цифра относится к компоновке купе с откидным столиком.

В указанные размеры пассажирской кабины не входят площади, занимаемые вестибюлями, гардеробами, отделениями для багажа и туалетом, которые определяются соответствующими нормами.

Высота пассажирской кабины зависит от количества мест. Так, например, для СВВП с числом мест до 5 можно применять автомо-

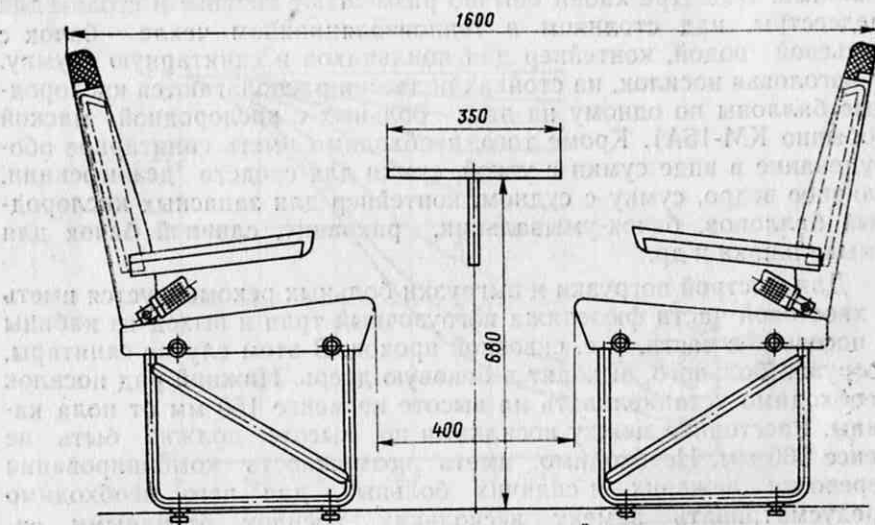


Рис. 4.17. Расположение сидений типа купе

бильные нормы, где высота кабины 1200—1340 мм; при числе пассажиров от 5 до 15 высота потолка может быть 1700—1900 мм и при числе пассажиров более 15 человек — высота потолка должна быть не менее 1900—2000 мм.

При проектировании кабины транспортного СВВП основное внимание уделяется грузовому полу, который, кроме повышенной прочности, особенно в местах движения и расположения опор колесной и гусеничной техники, должен иметь еще специальные та-
кежные устройства для надежного закрепления техники и грузов (потайные кольца, рымболты, гнезда для крепления переносных швартовочных колец, рольганги, съемные опорные валики и др.). Это значительно увеличивает массу грузового пола, которую можно приближенно определить, пользуясь графиком, приведенным на рис. 5.7 из работы [20]. Кроме того, в грузовой кабине необходимо иметь лебедку для загрузки и выгрузки колесной техники и грузов, а также набор крепежных приспособлений: полиспасты, швартовочные тросы, различного типа крюки и зажимы для троса, замки-карабины, швартовочные сетки, колодки и др. Все эти приспособления необходимо хранить в спецконтейнерах.

Для погрузки и выгрузки грузов и техники на грузовом СВВП необходимо иметь грузовой трап, массу которого приближенно можно определять, пользуясь указанным выше графиком.

Кроме того, в грузовой кабине необходимо иметь откидные сиденья для десантников и обслуживающего персонала транспортируемой техники. Звуко-, теплоизоляции, герметизации и отопления грузовых кабин не требуется.

У санитарных СВВП, обычно приспособляемых из пассажирских, оборудование и отделка кабины остаются такими же, как у пассажирских. Кресла заменяются специальными подвесками и носилками. В центре кабин обычно размещают сиденье и столик для медсестры, над столиком в теплоизоляционном чехле — бачок с питьевой водой, контейнер для поильников и санитарную сумку. У изголовья носилок, на стойках подвески располагаются кислородные баллоны по одному на двух больных с кислородной маской (обычно КМ-15А). Кроме того, необходимо иметь санитарное оборудование в виде сумки с уткой, сумки для средств дезинфекции, сливное ведро, сумку с судном, контейнер для запасных кислородных баллонов, бачок-умывальник, раковину, сливной бачок для умывальника и др.

Для быстрой погрузки и выгрузки больных рекомендуется иметь в хвостовой части фюзеляжа погрузочный трап и выход из кабины в носовой ее части, т. е. сквозной проход. В этом случае санитары, погрузив больного, выходят в боковую дверь. Нижний ряд носилок необходимо устанавливать на высоте не менее 150 мм от пола кабины. Расстояние между носилками по высоте должно быть не менее 500 мм. Необходимо иметь возможность комбинирования перевозки лежащих и сидящих больных, для чего необходимо предусматривать замену нескольких носилок откидными сиденьями.

Размещая несъемные грузы вдоль фюзеляжа, необходимо учитывать, что они имеют пространственные формы и для наилучшего их расположения внутри фюзеляжа, обеспечивающего хороший к ним доступ и проход между ними, необходимо давать, кроме продольного компоновочного чертежа фюзеляжа в необходимых местах, поперечные сечения, на которых кроме размещения грузов и агрегатов показывается и каркасная конструкция СВВП.

Кроме компоновочного чертежа фюзеляжа, в отдельных случаях необходимо давать компоновочный чертеж гондолы двигателя, на котором показывается боковой вид с необходимыми сечениями и контуром двигателя, с обеспечивающими его работу агрегатами. Разрабатывается крепление двигателя к крылу или фюзеляжу. В узлах крепления необходимо иметь амортизаторы. Заборники воздуха для двигателя и системы охлаждения масла необходимо устанавливать в местах, где они могут использовать скоростной напор воздуха не только в полете, но и на земле, а выхлопные патрубки направлять по возможности по потоку с тем, чтобы использовать реакцию выхлопа для повышения маршевой тяги силовой установки.

Необходимо стремиться к тому, чтобы пограничный слой воздуха, обтекающий фюзеляж или крыло, не попадал в воздухозаборники двигателя и не нарушал его нормальной работы. Для этого

необходимо предусматривать соответствующие сливы или отсос пограничного слоя.

У дозвуковых летательных аппаратов регулировки площади входа не требуется, но необходимы плавные входные кромки воздухозаборника, которые должны иметь обогрев. Наилучшей формой для закругления кромки является кривая Лемниската с изменяемым соотношением H/C . Чем больше скорость полета, тем меньше это соотношение.

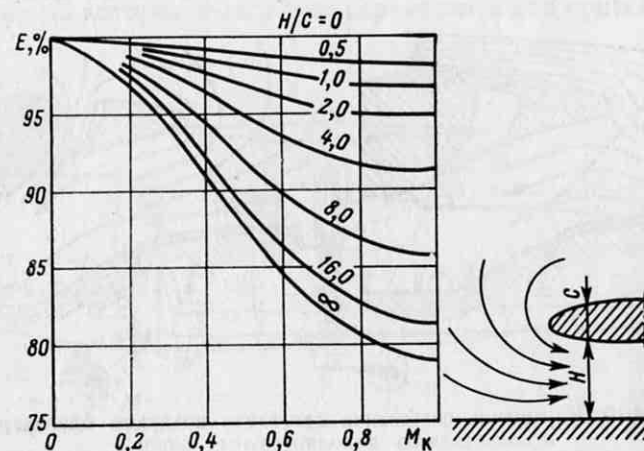


Рис. 4.18. Зависимость эффективности гладкого воздухозаборника со скругленными входными кромками от скорости потока воздуха в воздухозаборнике

На рис. 4.18 дана теоретическая зависимость эффективности гладких воздухозаборников со скругленными входными кромками от скорости потока в воздухозаборнике. Скорость потока в воздухозаборнике из условий скороподъемности и полета на малых высотах обычно ограничивается величиной $0,7 M_K$. Из рис. 4.18 можно видеть, что для обеспечения 95% эффективности необходимо иметь соотношение $H/C=2$, что и имеет место у скоростных вертолетов и винтовых СВВП с небольшой взлетной массой.

У скоростных дозвуковых СВВП, у которых $H/C > 4$, на режиме висения для улучшения снабжения воздухом двигателя необходимо предусматривать дополнительные окна (рис. 4.19), так как из-за сравнительно острых кромок воздухозаборника струйки обтекающего кромки потока могут оторваться от стенки и уменьшить пропускное сечение воздухозаборника.

На сверхзвуковых скоростях полета перед тупой кромкой возникает прямой скачок, создающий большое сопротивление и большие потери на входе в двигатель. Поэтому входные кромки сверхзвуковых воздухозаборников должны иметь острые кромки. Острые кромки на режиме висения создают срыв потока на входе, а поэто-

му на режиме висения для сверхзвуковых СВВП необходимо предусматривать дополнительные створки позади входа, используемые только на взлете и висении.

Выхлопные сопла сверхзвуковых СВВП также требуют регулировки проходного сечения, а для торможения на режиме обратного перехода необходимо иметь выхлопные реверсивные сопла, приняв соответствующие меры, чтобы конструкция СВВП не подвергалась действию высокой температуры реверсированной струи газов. В местах расположения подъемно-маршевых винтов на фюзеляже

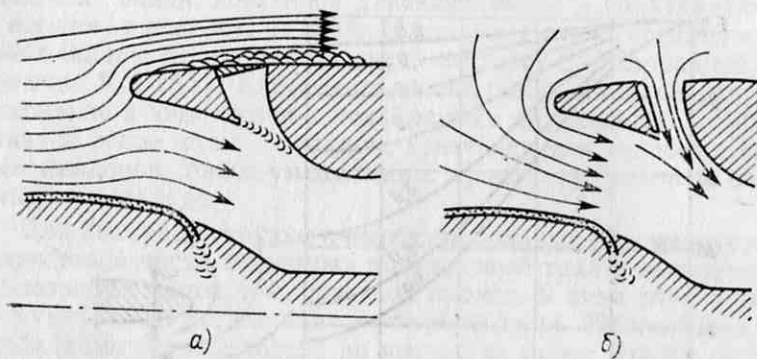


Рис. 4.19. Улучшение снабжения двигателя воздухом благодаря использованию дополнительных окон:

а—на маршевом режиме полета; б—на режиме висения

необходимо иметь дополнительные накладки на обшивке фюзеляжа в виде пояса шириной 200—300 мм и толщиной 1,5—2 мм на случай соскальзывания кусочков льда с лопастей винта. Охлаждение агрегатов силовой установки, расположенных в гондole двигателя, осуществляется продувкой воздуха в пространстве между двигателем и обшивкой гондолы двигателя.

Шасси необходимо размещать (согласно рекомендациям, приведенным в гл. 10) так, чтобы размеры базы и колес обеспечивали устойчивое движение СВВП неподготовленной ВПП, а при загрузке и выгрузке не происходило опрокидывания на хвостовую или носовую опоры.

При размещении двигателей, крыла с подъемно-маршевыми винтами, шасси, трансмиссии, оборудования и др. выявляется и силовая схема фюзеляжа, которая в виде силового каркаса с необходимыми разъемами показывается на компоновочном чертеже.

Емкости системы питания топливом необходимо размещать по возможности в ц. т. СВВП или так, чтобы выработка топлива из баков в определенной последовательности мало меняла положение ц. т. Радиаторы охлаждения масла должны быть расположены вблизи обслуживаемых ими агрегатов (редуктора, двигателя и т. п.). Сбрасываемые грузы располагают также вблизи ц. т. СВВП, а при сбрасывании они не должны задевать конструкции.

На компоновочном чертеже четко наносятся внешние обводы, так как он является основой для вычерчивания общего вида, разработки теоретических чертежей и сопряжения с другими частями СВВП.

Разрабатывая центровочный чертеж СВВП, иногда бывает необходимо выполнить несколько вариантов компоновочных чертежей, добиваясь необходимой центровки посредством перемещения отдельных агрегатов. Чем тяжелее перемещаемый груз, тем меньше расстояние, на которое его следует переместить для приведения ц. т.

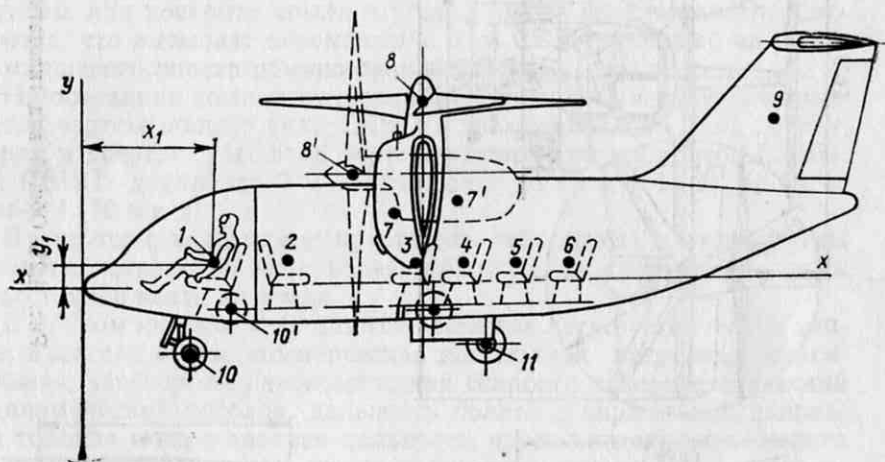


Рис. 4.20. Центровочный чертеж винтового СВВП

СВВП в нужную точку. При перемещении кабины пилота, гондол двигателей или всего фюзеляжа необходимо помнить, что, кроме изменения массы, возможно появление дестабилизирующих моментов, требующих изменения площади оперения и мощности вспомогательных органов управления.

Процесс первоначальной увязки центровки следует проводить только по оси $x-x$. При этом можно начало координат принимать в центре подъемной силы СВВП на режиме висения, который по возможности должен совпадать с центром подъемной силы на маршевом полете. Но для того чтобы все плечи были одного знака, за начало координат принимают обычно носок фюзеляжа.

После увязки центровки по оси $x-x$ определяют положение ц. т. по вертикали, необходимое в основном для уточнения параметров шасси.

Процесс центровки тесно связан с процессом компоновки СВВП. Удачная компоновка бывает в том случае, когда одновременно с рациональным размещением частей, грузов и агрегатов ц. т. находится в требуемом месте, а перемещение его вследствие расхода топлива или изменения величины полезной нагрузки находится в допустимых пределах. Диапазон допустимых значений изменения центровки СВВП зависит от мощности вспомогательного управления. Использование струйного управления не позволяет иметь

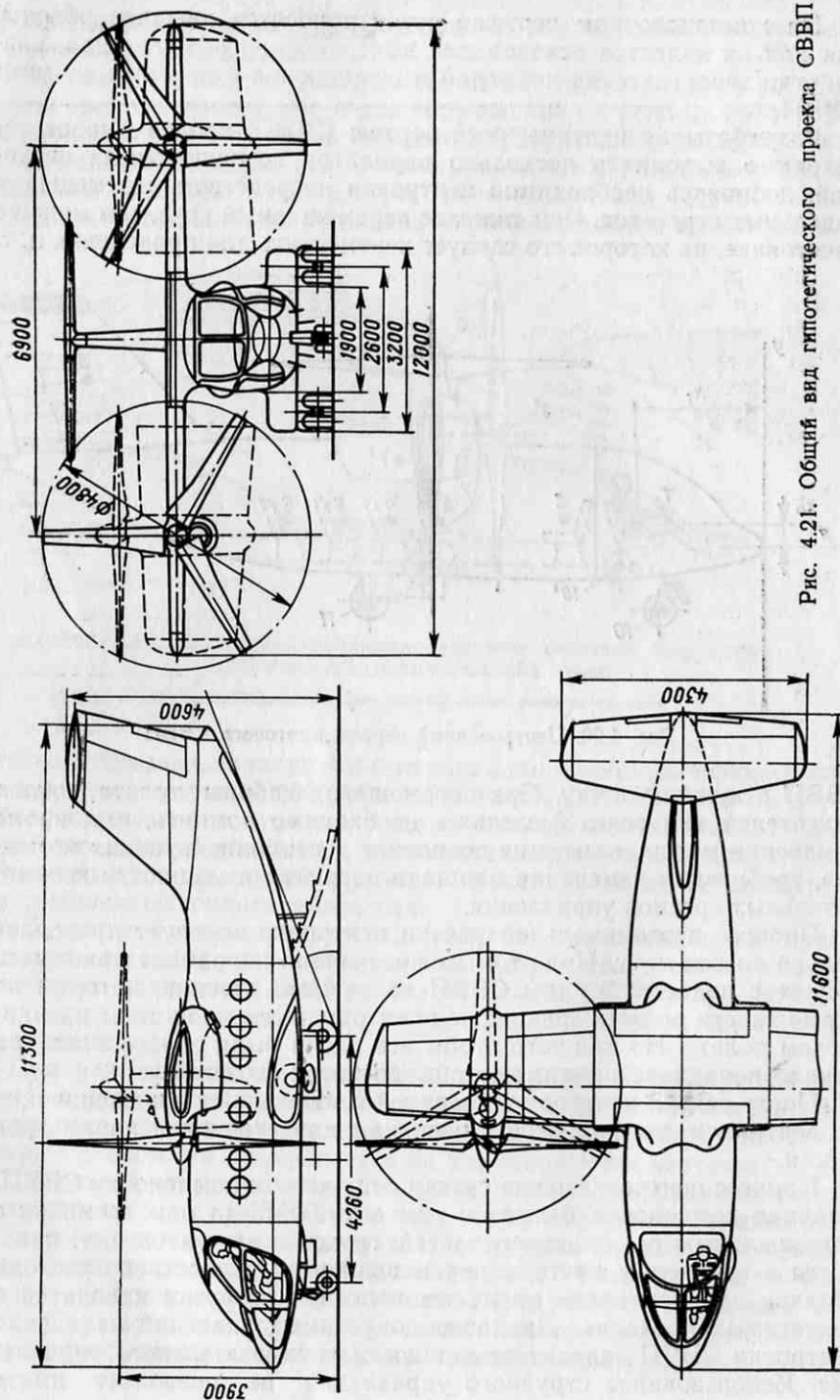


Рис. 4.21. Общий вид гипотетического проекта СВВП

большого диапазона центровок, который обычно не превышает 8—12% САХ, тогда как у винтовых СВВП этот диапазон достигает 14—18% САХ.

На рис. 4.20 показан пример центровочного чертежа, на основании которого в соответствии с нумерацией грузов составляется центровочная ведомость. Последняя для винтового СВВП составляется в двух вариантах: на режимах висения и режиме маршевого полета, так как ц. т. носовой стойки и основных стоек шасси, подъемно-маршевых винтов, двигателей, крыла, трансмиссии и управления винтами, при повороте крыла и уборке шасси значительно перемещаются, что вызывает перемещение ц. т. СВВП, который на режиме маршевого полета обычно сдвигается несколько вперед.

На основании компоновочного и центровочного чертежей выполняется чертеж общего вида СВВП в трех проекциях: вид сбоку, сверху и спереди. Масштаб чертежа зависит от габаритов СВВП: для СВВП длиной до 7 м — 1:10, от 7 до 15 м — 1:20, от 15 до 25 м — 1:50 и т. д.

На чертеже необходимо проставить габаритные размеры, углы поворота, посадочный угол, колею и базу шасси, клиренс фюзеляжа и расстояние винта до земли.

В правом нижнем углу даются основные летно-технические данные: взлетная масса, коммерческая или полная нагрузка, максимальная, крейсерская, экономическая скорости полета, статический и динамический потолок, дальность полета с нормальной заправкой топлива и перегоночная дальность, продолжительность полета на крейсерской скорости, тип и количество двигателей, их максимальная и крейсерская мощность или тяга и др.

На рис. 4.21 представлен общий вид винтового СВВП.

Глава 5. РЕАКТИВНЫЕ СВВП

1. СВВП С ЕДИНОЙ СУ

Примером зарубежного реактивного СВВП с единой СУ является самолет Хоукер Сиддли «Харьер» Р.1127, внешний вид которого представлен на рис. 5.1. Его можно успешно применять на небольших неподготовленных площадках. На рис. 5.2 показан один из вариантов его вооружения.

Характерными элементами конструкции данного самолета являются:

- велосипедное шасси, состоящее из основной двухколесной убирающейся стойки, расположенной под фюзеляжем, носовой ориентирующейся стойки и двух подкрыльных убирающихся опор;

- створка основной стойки шасси, которая используется в качестве воздушного тормоза;

- окантовки воздухозаборников, снабженные окнами для поступления дополнительного воздуха, что повышает эффективность воздухозаборников на режимах висения, взлета и при малых скоростях горизонтального полета;

- утолщенная обшивка передних кромок крыла и оперения на случай столкновения с птицами;

- ручка управления наклоном сопел, которая расположена в кабине летчика рядом с дросселем;

- обтекатель, расположенный перед каждым соплом двигателя для уменьшения его лобового сопротивления. Кроме этого, у двух задних сопел двигателя имеются специальные дефлекторы, предохраняющие конструкцию фюзеляжа от горячих газов двигателя;

- реактивные сопла, расположенные в концевых обтекателях крыла для обеспечения поперечного управления, а для продольного управления сопла, расположенные в носовой и кормовой частях фюзеляжа. Управление всеми рулевыми соплами осуществляется от ручки летчика и педалей.

Переход из режима висения к поступательному полету в любую сторону осуществляется наклоном самолета в эту сторону. Скорость полета «задним ходом» около 44 км/ч.

На рис. 5.3 приведен общий вид СВВП «Харьер» Р.1127 в трех проекциях: вид сверху, вид сбоку и вид спереди. На этих проекциях хорошо показаны следующие особенности конструкции: ма-

лое удлинение, стреловидное крыло с величиной $\lambda=2,75$ и стреловидностью по передней кромке $\chi=42^\circ$, горизонтальное оперение, имеющее двойную стреловидность по передней кромке (у корня,

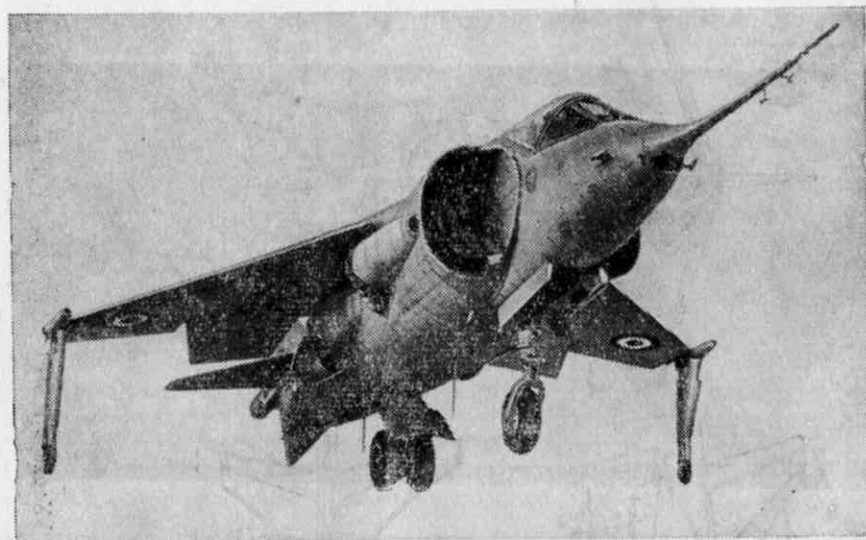


Рис. 5.1. Общий вид СВВП «Харьер» Р.1127 [42]

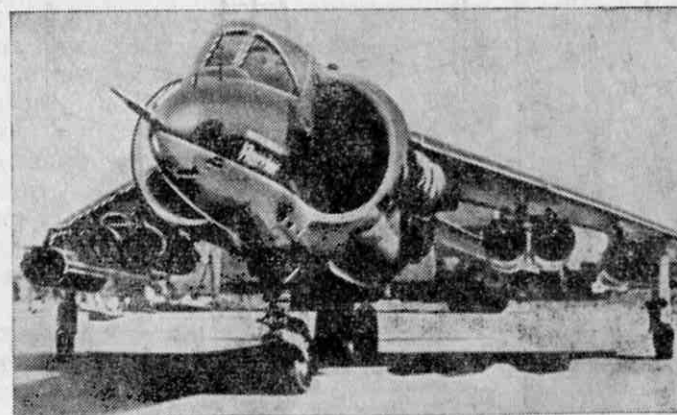


Рис. 5.2. Один из вариантов вооружения СВВП «Харьер» Р.1127 [42]

как и у крыла, $\chi_{оп}=\chi=42^\circ$), на концевых частях стреловидность составляет всего лишь 29° , а задняя кромка оперения имеет постоянную стреловидность, равную $\sim 13^\circ$. Такая форма оперения в плане позволяет иметь небольшое профильное сопротивление на около-

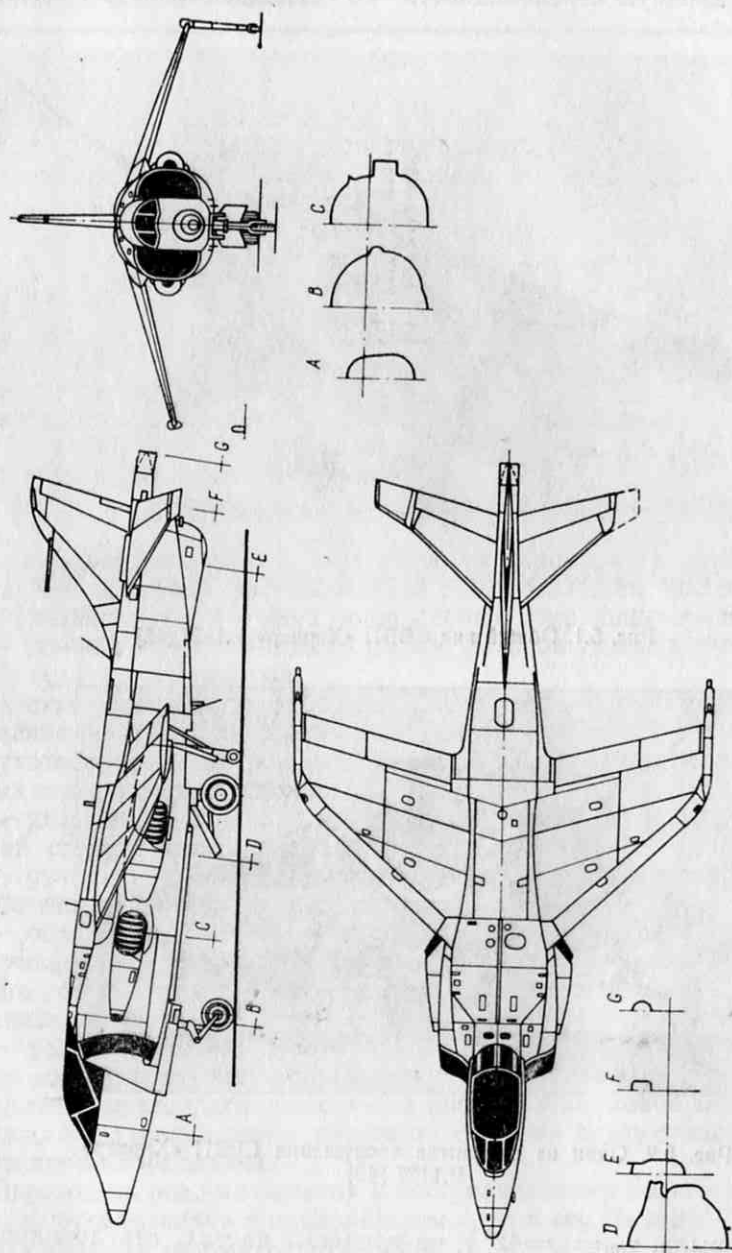


Рис. 5.3. Общий вид СВВП «Харриер» P.1127

звуковых скоростях полета и хорошую его эффективность на небольших (посадочных скоростях). Для обеспечения устойчивости СВВП с высокорасположенным крылом при перемещениях в сторону, на режиме висения и при скоростном полете самолет имеет

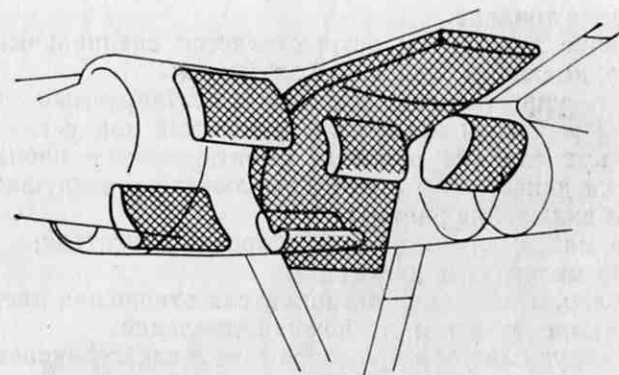


Рис. 5.4. Схема расположения топливных баков

большую отрицательную поперечную стреловидность по передней кромке крыла, равную 12° . Такую же отрицательную поперечную стреловидность имеет и горизонтальное оперение самолета.

Струйные органы продольного и путевого управления для повышения их эффективности расположены на специальной консоли, позволяющей снизить взаимное влияние и увеличить момент управления за счет увеличения радиуса, на котором действуют управляющие силы.

Топливо в количестве 2460 л размещается в шести баках сложной конфигурации, в крыле и в фюзеляже. Схема расположения топливных баков дана на рис. 5.4. На СВВП «Харриер» P.1127 установлен специальный

ДТРД Роллс-Ройс Бристоль «Пегас» Mk. 101 двухвальный со степенью двухконтурности 1,44. Конструкция двигателя позволяет изменять направление вектора силы тяги для обеспечения верти-

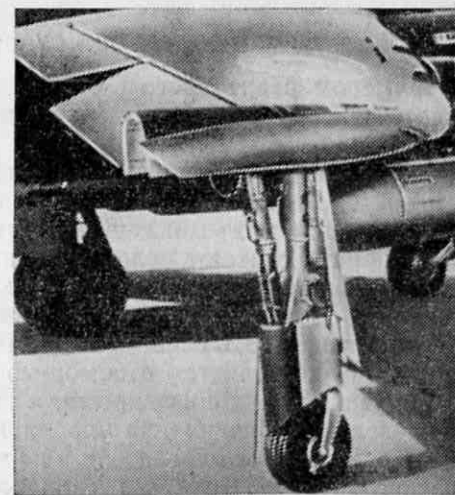


Рис. 5.5. Шасси СВВП «Харриер» P.1127

кального взлета, короткого разбега и пробега, обычного полета, а также реверсирование силы тяги. Тяга двигателя на режимах вертикального взлета или короткого разбега может быть форсирована при температуре окружающего воздуха более 5°С при помощи впрыскивания воды в камеру сгорания с одновременным увеличением подачи топлива.

Управление двигателем осуществляется специальным пультом управления, имеющим следующие элементы:

— рычаг управления двигателем с регулируемым тормозным устройством рычага и поворотной рукояткой для установки сетки дальности прицела (на рукоятке смонтированы — кнопка повторного запуска двигателя в полете, выключатель воздушного тормоза и кнопка включения радиации);

— упор максимального числа оборотов двигателя;

— упор малого газа двигателя;

— тумблер выключения ограничителя отношения предельно допустимой температуры и отношения давлений;

— регулируемый упор большого газа и шкала экономии ресурса двигателя;

— стояночный стопор тормозов колес.

На рис. 5.5 показаны основная и подкрыльные стойки шасси. Колеса основной стойки шасси оборудованы мощными многодисковыми фрикционными тормозами. Подкрыльные стойки снабжены обтекателями, снижающими их вредное сопротивление как в выпущенном положении при полете на малых скоростях, так и при убранном положении на больших скоростях полета.

2. СВВП С СОСТАВНОЙ СУ

Примером реактивного СВВП с составной силовой установкой является экспериментальный реактивный СВВП, показанный на рис. 5.6.

Схема размещения подъемных двигателей совместно с управлением посредством реактивных сопел показана на рис. 5.7.

Размещение подъемных двигателей в центре тяжести летательного аппарата считают целесообразным, так как в случае остановки одного из них не требуется выключения противоположно расположенного двигателя для сохранения балансировки СВВП.

Управление СВВП при полете на малых скоростях и на режиме висения осуществляется с помощью струйных рулей (см. гл. 12), установленных на концах крыла, а также в передней и задней частях фюзеляжа. Воздух для управления отбирается у компрессора каждого подъемного двигателя и по трубам подводится к распределителю, откуда по трубам несколько меньшего диаметра подается к регулируемым соплам.

Запуск подъемных двигателей на земле осуществляется с помощью перепуска воздуха из компрессора маршевого двигателя, а в воздухе может осуществляться или указанным методом, что требует значительно большего времени, или в счет использования скоростного напора. В последнем случае с помощью ручного управления

открываются специальные воздухозаборники, расположенные сзади за кабиной летчика, а жалюзи подъемных двигателей при этом удерживаются пружинами в закрытом положении.

Установка подъемных ТРД с механизмами управления и регулирования представляет собой серьезную проблему. Основной за-

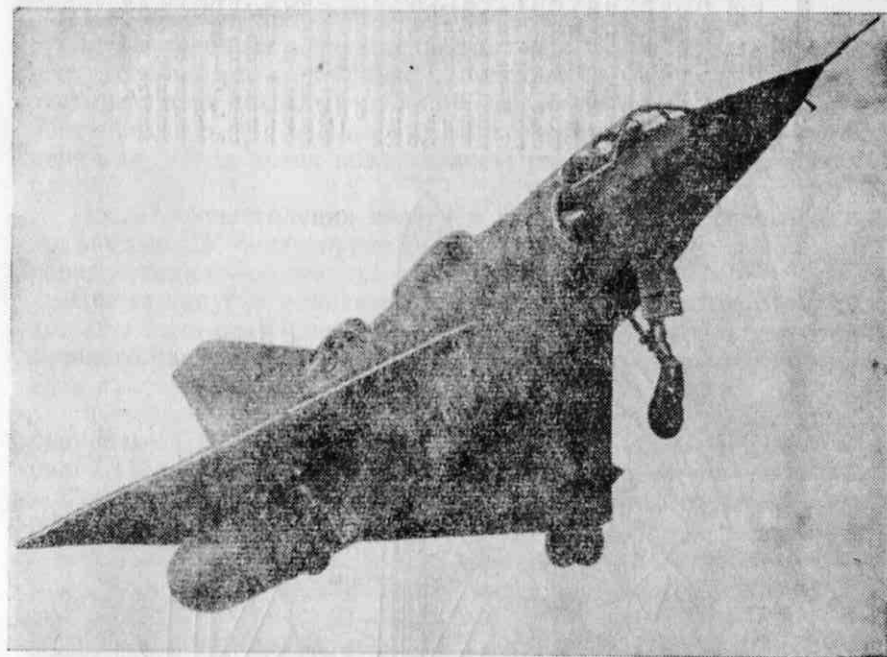


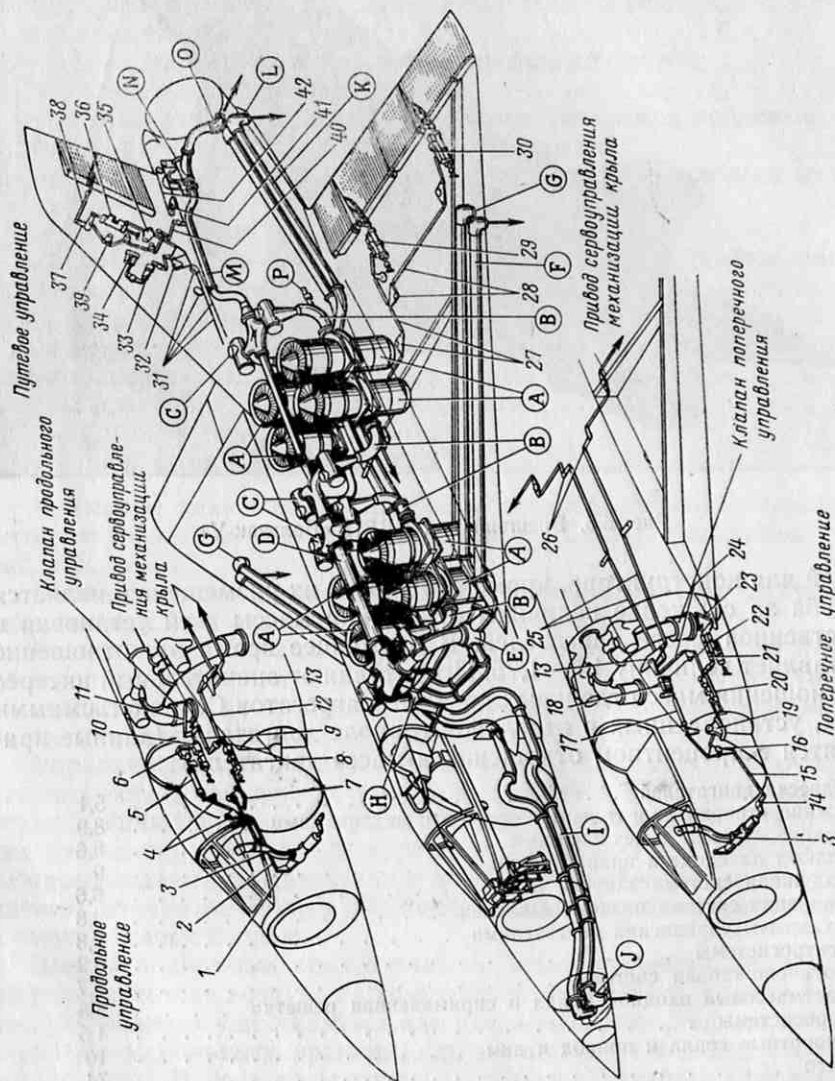
Рис. 5.6. Внешний вид СВВП «Бальзак-V»

дачей для конструктора, кроме сложности их размещения, является борьба за снижение величины отношения массы всей установки к собственной массе двигателей. В настоящее время это отношение составляет величину 1,5—1,75. Представляют значительный интерес соотношения масс отдельных деталей и агрегатов СУ с подъемными ТРД, установленных в отдельной гондоле двигателя: (данные приводятся в процентном отношении к массе двигателя):

подвеска двигателей	5,1
нижние створки двигательных отсеков с механизмами	8,9
верхние створки с механизмами	8,6
жалюзи на входе и привод к ним	9
воздушная система запуска	6,6
топливная система низкого давления	2,8
механизмы управления двигателями	2,8
электросистемы	6,2
противопожарная система	3,7
пластмассовый входной канал и спрямляющая решетка	5,8
гидросистемы	4,5
поворотные сопла и привод к ним	10
Всего	74

Рис. 5.7. Схема размещения подъемных двигателей струйного управления на СВВП «Бальзак-V»:

1, 4, 7, 14, 16, 26, 37, 39—качалки управления; 2, 9, 11, 16, 21, 23, 25, 38, 40—тяги управления; 3—ручка пилота; 5, 17, 33—загрузочные механизмы; 6, 19, 34—электродвигатели; 8—электродвигательное сервоуправление; 10, 22—электрогидравлическое сервоуправление заслонками продольного и поперечного управления; 13—мультипликатор; 27, 28—качалки и тяги сервоуправления элеронов; 29, 30—механизмы сервоуправления элеронами; 31—гросы управления сектором; 32—сектор управления; 35—сервокачалка; 36—сервомеханизм руля поворота; 41—сектор управления тросами заслонки; 42—тросы управления заслонкой; А—подъемные ТРД; В—трубы отбора сжатого воздуха; С—предохранительные клапаны; D—коллектор; E—распределитель воздуха системы поперечного управления; F, J, K, M—воздуховоды струйного управления; G, I, L, O—насадки струйного управления; H—распределитель воздуха системы продольного управления; N—распределитель воздуха путевого управления; P—отвод к турбопомпе



Следовательно, масса СУ, устанавливаемой в специальной гондоле двигателя с учетом массы систем поворотных сопел, створок и приводов к ним, составляет величину 1,74 от массы двигателей. Масса силовой установки с подъемными ТРД, размещенными в фюзеляже, несколько меньше и составляет величину 1,3—1,5 от массы двигателей. При дальнейшем совершенствовании СУ их относительная масса может быть несколько снижена.

Установленным вертикально подъемным двигателям требуются воздухозаборники специальной конструкции. Они должны быть рассчитаны на два режима работы: на режим висения, когда воздух поступает сверху с весьма малыми потерями на входе, и на режим перехода, когда поток воздуха поступает в двигатель с поворотом на 90°.

После осуществления взлета и перехода к маршевому полету подъемные СУ снизу прикрываются специальными створками, а перед посадкой эти створки открываются.

Время запуска двигателей и их работа на полной мощности должны быть сокращены до минимума во избежание непроизводительного расхода топлива. Поэтому запуск их необходимо производить одновременно.

Экспериментальный СВВП «Бальзак-V», является уменьшенным вариантом СВВП истребителя-бомбардировщика «Мираж-3V» (см. рис. 1.10). Оба самолета выполнены по схеме «бесхвостка».

Треугольное крыло имеет стреловидность по передней кромке 60°, расположенные на нем элероны занимают почти весь размах крыла. СВВП «Бальзак-V» предназначался для отработки силовой установки и системы управления на вертикальных режимах. Силовая установка его состоит из восьми двигателей Роллс-Ройс RB-108, установленных попарно в четырех отсеках, с тягой по 10 кН и одного маршевого ТРД. Бристоль-Сиддли «Орфей-803», расположенного в хвостовой части фюзеляжа с тягой 22 кН. Взлетная масса самолета 6500 кг.

На рис. 5.8 показана схема конструкции СВВП «Бальзак-V» и его габаритные размеры. Фюзеляж самолета имеет полумонококовую конструкцию с работающей обшивкой. В средней части фюзеляжа размещены подъемные двигатели. Над отсеками с подъемными двигателями расположены выдвижные воздухозаборники (рис. 5.9,б), к которым прикреплены обтекаемые створки типа жалюзи, которыми можно закрывать воздухозаборники подъемных двигателей при горизонтальном полете и способствовать запуску подъемных двигателей перед посадкой. Они закрываются одновременно с уборкой шасси.

Система управления силовой установкой включает единый рычаг, регулирующий тягу восьми подъемных ТРД, который расположен так, что летчик может той же рукой управлять и дросселем маршевого двигателя (см. рис. 7.22).

Струйные рули (СР) самолета, расположенные на концевых частях крыла (см. рис. 5.9,а) и фюзеляжа, обеспечивают управляемость во время парения и полета на малых скоростях. Воздух для

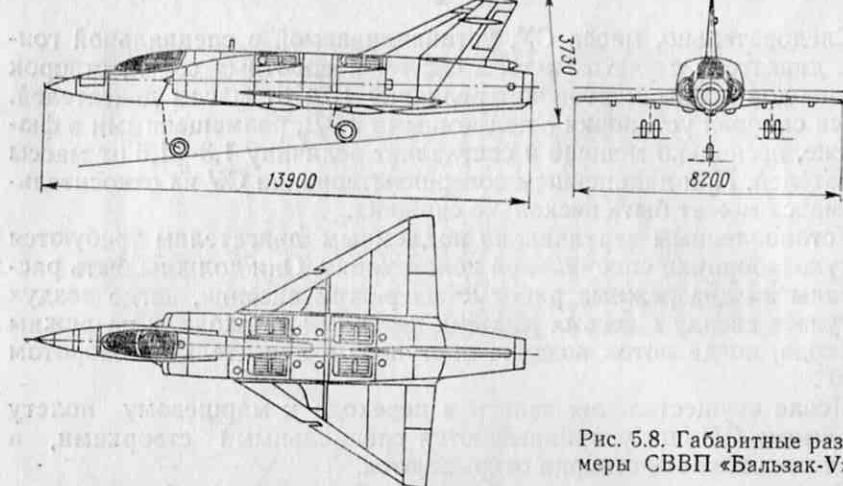


Рис. 5.8. Габаритные размеры СВВП «Бальзак-V»

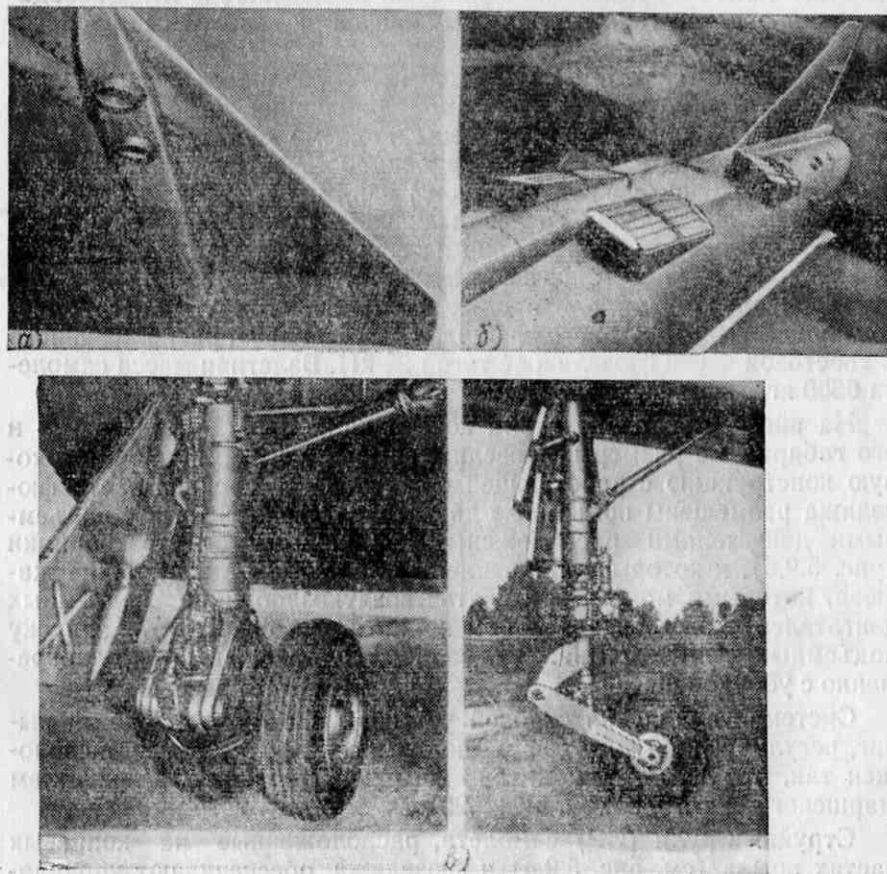


Рис. 5.9. Элементы конструкции СВВП «Бальзак-V»

этой системы управления отбирается из всех восьми двигателей, собирается в общую магистраль, откуда поступает в трубопроводы, подающие сжатый воздух к СР. Поперечное управление обеспечивается СР, установленными на крыльях, продольное управление — СР, расположенными в носовой и кормовой частях фюзеляжа, а путевое — СР, расположенными только в хвостовой части фюзеляжа (см. рис. 5.7).

Для ускорения перехода с режима висения к горизонтальному полету подъемные двигатели несколько наклонены вперед, что дает горизонтальную составляющую силу тяги двигателей, которая способствует разгону самолета. Шасси трехколесное с одним носовым колесом и сдвоенными колесами на главных стойках (см. рис. 5.9, в). Передняя стойка шасси убирается в фюзеляж в промежуток между воздухозаборниками, а двухколесные стойки главного шасси убираются в корневую часть крыла. Общий вид самолета «Бальзак-V» дан на рис. 5.8. По аналогичной схеме СУ спроектирован американский истребитель-перехватчик (рис. 5.10).

3. СВВП С КОМБИНИРОВАННОЙ СУ

При разработке многочисленных проектов и постройке опытных образцов в ФРГ широко применяется комбинированная схема СУ. Она состоит из подъемно-маршевых двигателей (типа «Пегас») с поворотом вектора силы тяги и подъемных двигателей (типа Роллс-Ройс R B-162). Такая схема СУ применяется для боевых (ВАК-191), военно-транспортных (Do 31) и пассажирских СВВП (FW-260, FW-300). Преимущество такой схемы СУ перед единой СУ заключается в возможности на маршевом полете соответствия потребной и располагаемой тяги, тогда как у единой СУ обычно располагаемая тяга двигателей значительно больше потребной и двигатели на маршевом полете приходится дросселировать, что приводит к перерасходу топлива. По сравнению с составной СУ у комбинированной СУ на взлете отсутствуют «мертвые грузы», т. е. масса маршевых СУ, так как для создания подъемной силы на взлете используются подъемно-маршевые двигатели.

На рис. 5.11 показан внешний вид военно-транспортного СВВП, Do 31, имеющего силовую установку из двух подъемно-маршевых двигателей Бристоль-Сиддли «Пегас» с тягой по 70 кН и восьми подъемных двигателей Роллс-Ройс 162-4Д с тягой по 20 кН.

Расположенные в гондолах двигателей на концах крыла подъемные двигатели установлены под углом 15° к вертикали и снабжены соплами с дефлекторами, отклоняющими поток на 15° вперед или назад.

Управляемость самолета на маршевом полете осуществляется обычными аэродинамическими рулями. На режиме висения и малых скоростях полета используется комбинированная реактивная система управления. Продольное управление осуществляется с помощью расположенных в хвостовой части фюзеляжа четырех сопел, в которые подается сжатый воздух, отбираемый от ТРД. Поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением тя-

ги подъемных ТРД, а путевое — отклонением сопел правого и левого ДТРД в противоположном направлении. Управление вертикальными перемещениями на режиме висения достигается изменением тяги подъемно-маршевых двигателей.

На рис. 5.12 приведена схема конструкции СВВП.

По такой же схеме построен и истребитель-разведчик ВАК-191, конструктивная схема которого представлена на рис. 5.13. Большая нагрузка на крыло, которая выбиралась из условий полета на око-

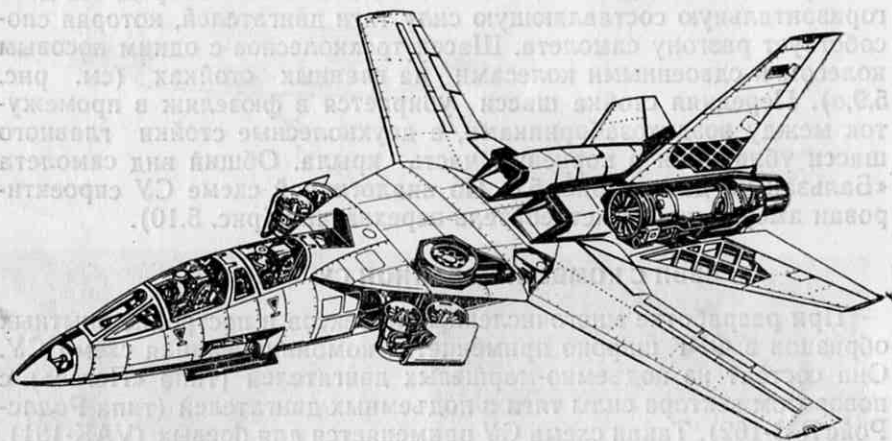


Рис. 5.10. Проект боевого СВВП (США) с изменяемой геометрией крыла

лзовуковой скорости, и хорошая маневренность делают этот самолет малочувствительным к лорывам ветра.

Крыло высокорасположенное, многолонжеронной конструкции из алюминиевого сплава, имеет стреловидность по линии $1/4$ хорд, $\chi=40^\circ$, с обратным поперечным $V=12^\circ 30'$. Угол установки крыла $1^\circ 30'$.

Панель, закрывающая сопла переднего подъемного двигателя, работает как тормозной щиток. Оперение выполнено из алюминия и алюминиевоцинкового сплава с титановыми болтами. Горизонтальное оперение цельноповоротное.

Фюзеляж выполнен из сплава алюминия и меди. Кабина летчика имеет систему кондиционирования воздуха. Фонарь кабины откидывается назад. Сиденье катапультируемое.

Гидросистема обеспечивает привод поверхностей управления, запуск маршевого двигателя и аварийную работу. Сервопривод поверхностей управления сдвоенный, электрогидравлический, со встроенным в нее триплексной системой стабилизации с триплексным автопилотом и резервным ручным управлением.

Шасси велосипедного типа, позволяющее производить посадку на площадки с травяным покрытием. Носовая стойка с одним колесом, а задняя с двумя. Обе стойки убираются в фюзеляж. Для

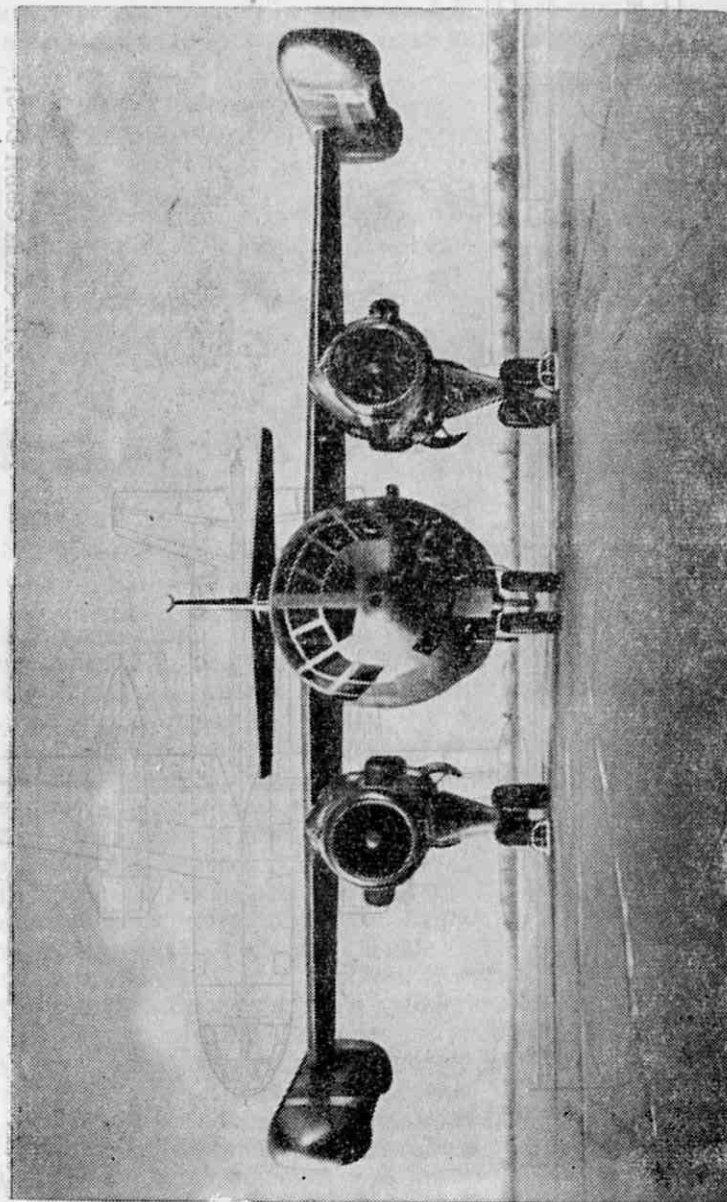


Рис. 5.11. Военно-транспортный СВВП Do-31 [43, 44]

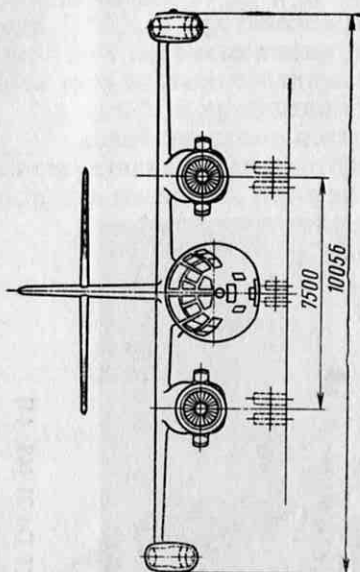
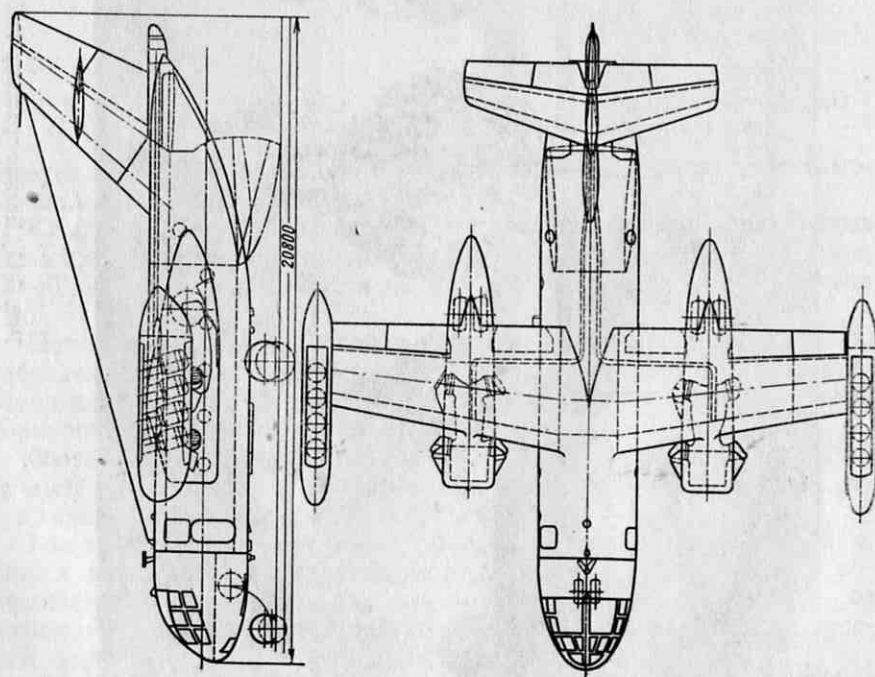


Рис. 5.12. Схема СВВП Do-31



обеспечения устойчивости в поперечном направлении служат две подкрыльные стойки с колесами малого диаметра, расположенные на концах крыла и убираемые в обтекатели крыла.

Силовая установка состоит из подъемно-маршевого ДТРД Роллс-Ройс RB193-13 с тягой 46,1 кН и двух подъемных ТРД Роллс-Ройс RB162-81 с тягой по 27,2 кН (рис. 5.14). В горизонтальном полете сопла отклонены вниз на $6,5^\circ$. Подъемные двигатели установлены спереди и сзади подъемно-маршевого двигателя, под углом

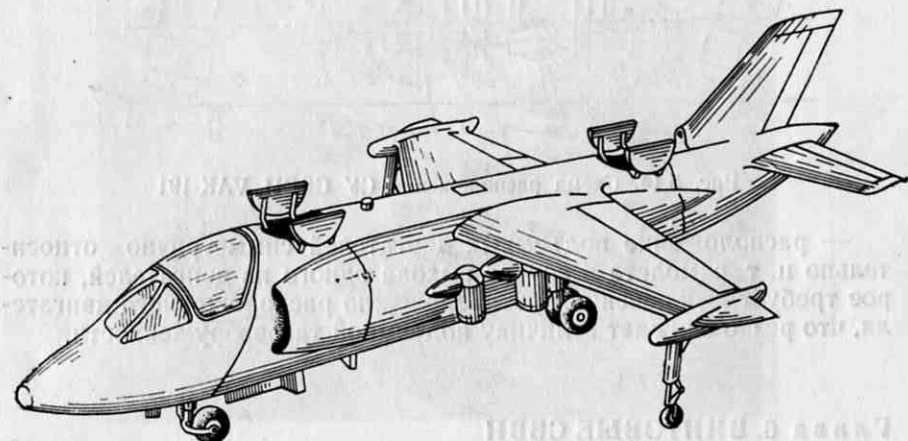


Рис. 5.13. Общий вид СВВП VAK-191

12° к вертикали. В хвостовой части фюзеляжа расположен вспомогательный ГТД мощностью 100 кВт, предназначенный для запуска подъемных двигателей и являющийся дополнительным источником энергии при стоянке на земле и в полете для привода электрических, гидравлических и пневматических систем.

Стабилизация и управление на режимах висения и полета на малых скоростях так же, как и у самолета «Харьер», обеспечивается струйными рулями, к соплам которых подается сжатый воздух, отбираемый от всех трех двигателей. Управление соплами струйных рулей связано непосредственно с управлением аэродинамическими рулями, которые летчик отклоняет с помощью ручки управления и педалей, посылая сигналы в электрогидравлические приводы с тройным резервированием. Система передачи электросигналов к гидравлическим приводам дублирована. При выходе из строя одного из подъемных двигателей система управления мгновенно переводит второй двигатель на нулевую тягу, что и является одним из недостатков этой силовой установки.

Основными положениями комбинированной СУ являются:

- выбор маршевого двигателя в соответствии с потребностями маршевого полета;
- использование тяги маршевого двигателя в результате изменения направления вектора тяги при вертикальном взлете;

— меньшая тяга подъемных двигателей на величину тяги подъемно-маршевого двигателя, значит требуется меньшее количество подъемных двигателей, что уменьшает массу СУ;

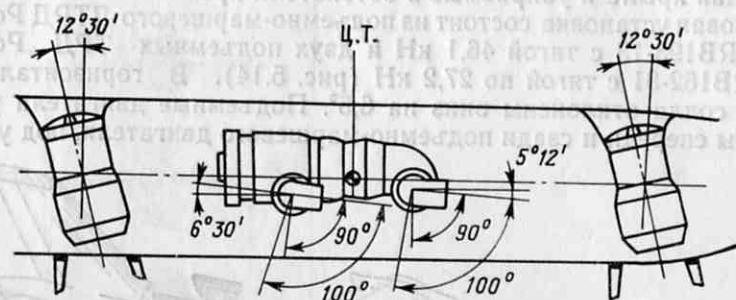


Рис. 5.14. Схема расположения СУ СВВП ВАК-191

— расположение подъемных двигателей симметрично относительно ц. т. самолета в случае выхода одного из двигателей, которое требует выключения противоположно расположенного двигателя, что резко снижает величину подъемной тяговооруженности.

Глава 6. ВИНТОВЫЕ СВВП

Винтовые СВВП разделяются на СВВП с легконагруженными поворотными винтами и неподвижным крылом; со средненагруженными поворотными винтами и поворотным или неподвижным крылом; с тяжелонагруженными поворотными винтами и поворотным крылом; с поворотными винтами, расположенными в кольцевых каналах, и преобразуемые СВВП, у которых винтовая подъемная система при маршевом полете выключается, оставаясь или неподвижной или убирается в гаргрот фюзеляжа.

1. СВВП С ЛЕГКОНАГРУЖЕННЫМИ ПОВОРОТНЫМИ ПОДЪЕМНО-МАРШЕВЫМИ ВИНТАМИ И НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

Высокие требования к уровню шума, расходу топлива, безопасности полета, сроков ввода СВВП в эксплуатацию привели к тому, что некоторые зарубежные фирмы, в основном вертолетные, остановили свой выбор на легконагруженных винтах, по конструкции мало отличающихся от обычных вертолетных винтов, достаточно освоенных и позволяющих в короткие сроки создать СВВП необходимой взлетной массы.

Имеется ряд проектов и построенных образцов, показавших удовлетворительные результаты. К ним относятся СВВП: Трансцендентал G-1, Белл XV-3, Уэстленд WE-01 и WE-02, Белл-266, Белл-301 и др.

Наиболее типичным СВВП с легконагруженными винтами является проект СВВП Белл XV-15 (рис. 6.1). Самолет имеет крыло с небольшой отрицательной стреловидностью, на конце которого установлены гондолы ТВД Лайкоминг LTC1K-4K мощностью по

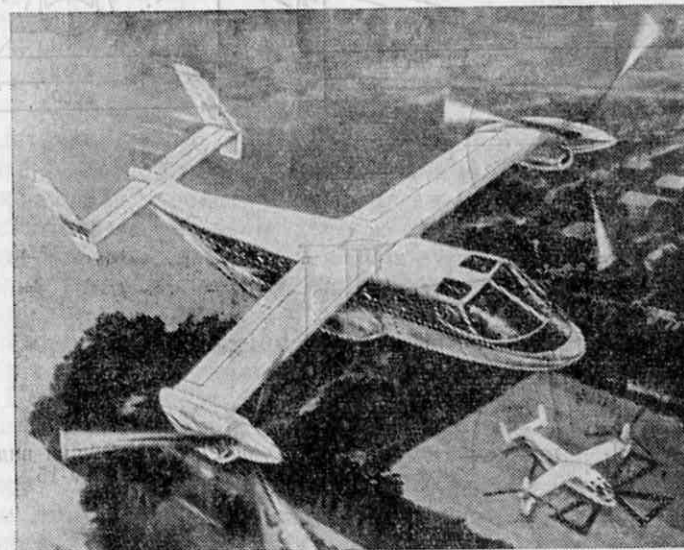


Рис. 6.1. СВВП Белл XV-15, с легконагруженными винтами [45, 46]

1100 кВт, осуществляющих привод поворотных винтов диаметром 7,63 м. Гондолы двигателей могут поворачиваться на угол от 0 до 95°.

На рис. 6.2 представлен общий вид СВВП Белл XV-15 с габаритными размерами, а на рис. 6.3 схема его трансмиссии, с гондолами двигателей Лайкоминг LTC1K-4K, расположенными на концах крыла. Гондолы двигателей поворачиваются с помощью двух синхронно работающих шариковых домкратов.

В пассажирском варианте СВВП может перевозить 14 пассажиров со скоростью 500 км/ч на расстояние до 550 км.

2. СВВП СО СРЕДЕНАГРУЖЕННЫМИ ВИНТАМИ С ПОВОРОТНЫМ ИЛИ НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

Умеренная нагрузка на ометаемую винтом поверхность позволяет создавать СВВП для использования в народном хозяйстве при допустимом уровне шума, сравнительно малом расходе топлива, потребной максимальной скорости полета и хороших взлетно-посадочных характеристиках по-самолетному. Последнее качество очень важно, так как большую часть (~80%) всех взлетов и посадок СВВП этого типа будут совершать по-самолетному, что позволит

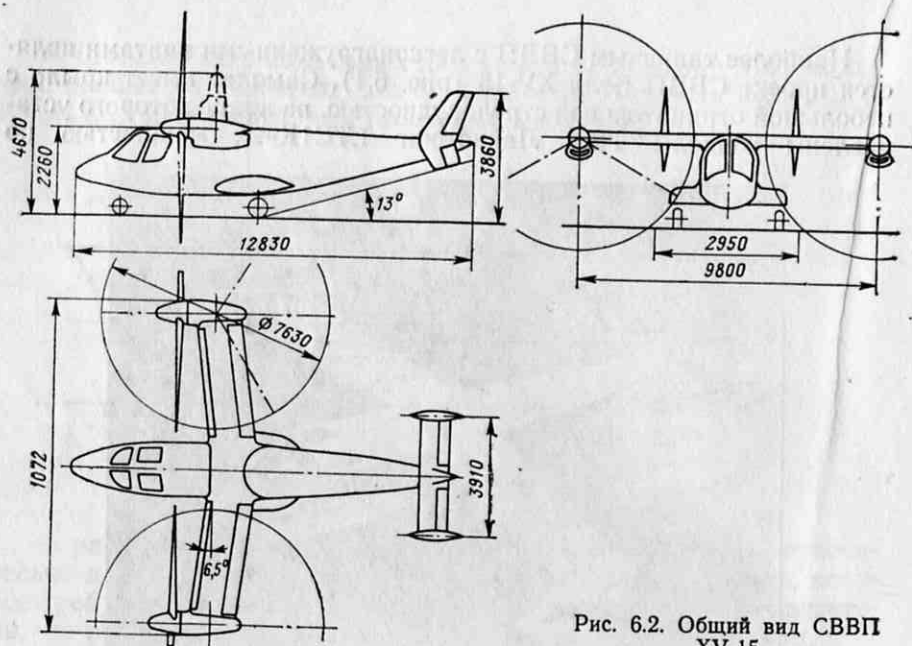


Рис. 6.2. Общий вид СВВП XV-15

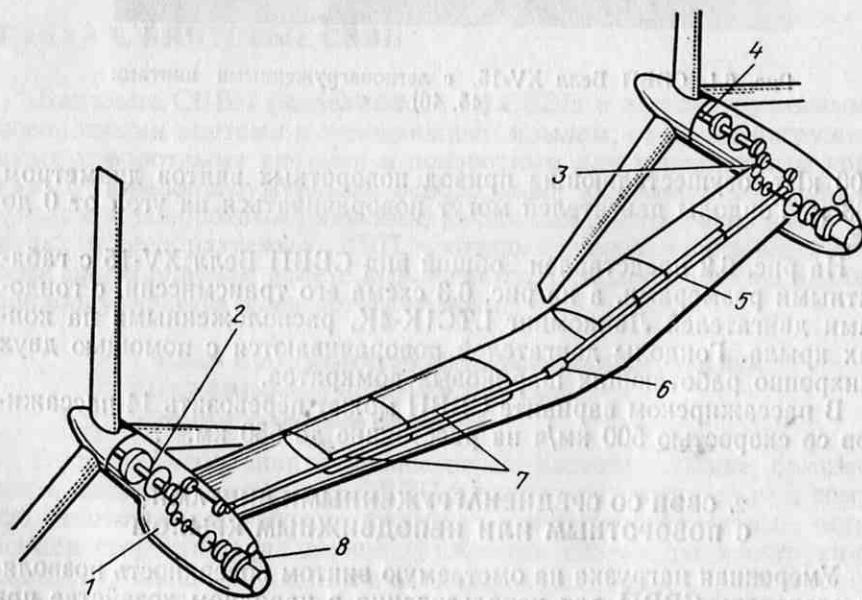


Рис. 6.3. Схема трансмиссии XV-15:

1—промежуточный редуктор с шевронным зацеплением; 2—редуктор с двумя планетарными ступенями; 3—промежуточная ступень с шевронным зацеплением; 4—вал винта; 5—синхронизирующий вал; 6—центральный редуктор; 7—опоры подшипников; 8—турбовинтовой двигатель со свободной турбиной

им в этом случае поднимать полезную нагрузку, вдвое большую по сравнению с нагрузкой, поднимаемой при вертикальном взлете. Вертикальный же взлет и посадка будут использоваться только в месте назначения, при отсутствии ВПП с размерами 100—150 м. К этому типу относятся СВВП Вертол-76, Каман К-16В, Кертис-Райт Х-19, Везер WFG-P16, Уэстленд WG-22, Ферайнигте Флюгтехнике Верке VC-400 и др.

Рассмотрим в качестве примера проект отечественного СВВП (см. рис. 4.21).

Конструкция этого СВВП разработана в трех вариантах: пассажирском, транспортном и санитарном (рис. 6.4, I, II, III). Пассажирский вариант предназначен для замены устаревшего пассажирского самолета Ан-2 (на местных авиалиниях европейской части Советского Союза, а также для связи и пассажирского сообщения с отдаленными районами в Средней Азии, Сибири и на Дальнем Востоке).

В пассажирском варианте он при вертикальном взлете с полным запасом топлива должен поднимать 11 пассажиров и pilota-штурмана. Дальность полета 640 км. При полете с тремя пассажирами и дополнительным запасом топлива дальность его полета должна составлять 1600 км.

В транспортном варианте СВВП при вертикальном взлете с полным запасом топлива должен поднимать 14 000 Н полезной нагрузки при дальности полета 640 км. Груз 1 т он должен доставлять на расстояние 1200 км. При взлете по-самолетному (с разбегом 150—200 м) он должен поднимать груз 2—2,2 т и доставлять его через час полета на расстояние 500 км с посадкой по вертикали в месте назначения.

Сочетание короткого и вертикального взлета значительно повышает производительность СВВП, позволяет лучше использовать местные условия, сокращает время доставки грузов.

В санитарном варианте данный СВВП при вертикальном взлете должен поднимать в воздух восемь больных. Радиус действия 300 км. Перевозка только тяжелобольных и медсестры должна позволять увеличивать радиус действия до 600 км. Наличие сквозного прохода в фюзеляже позволяет быстрее производить погрузку больных и разгрузку их в месте назначения. Расположение в центре фюзеляжа аптечки, бака с водой и сиденья медсестры должны обеспечивать удобный и своевременный уход за больными в полете.

Полет на малой высоте с большой скоростью и возможность произвести посадку в любом месте обеспечивают, кроме быстроты транспортировки, большую по сравнению с самолетом и вертолетом, безопасность полета.

Отечественный СВВП (проект) полумонококовой металлической конструкции из алюминиевых сплавов. Кабина pilota имеет увеличенный обзор и аварийный выход. Так как данный СВВП предназначен для полетов на высотах до 4000 м, то его пассажирская кабина негерметична, имеет окна увеличенного размера и выход через дверь, расположенную в задней стенке кабины. Шасси трех-

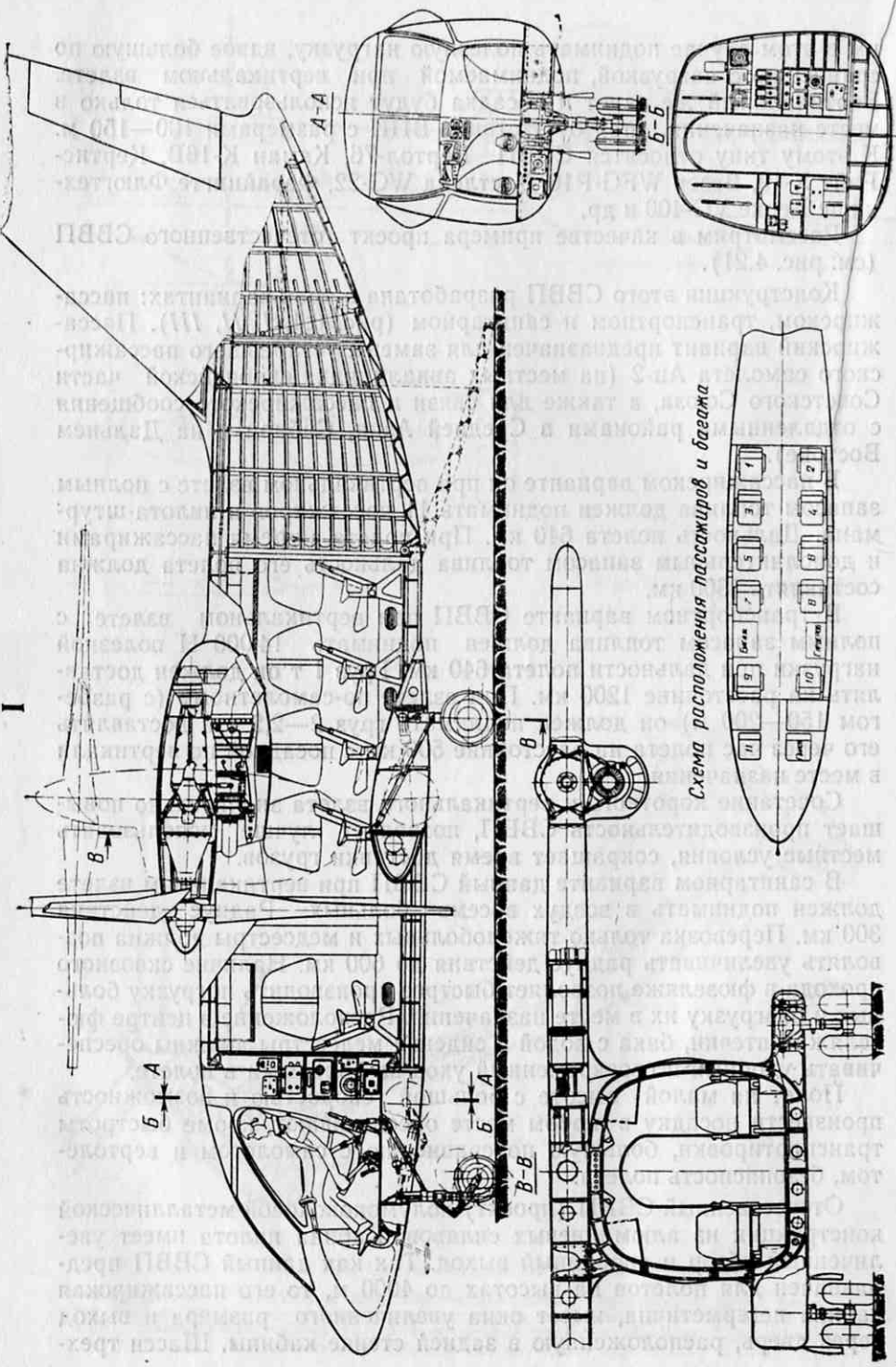


Схема расположения пассажиров и багажа

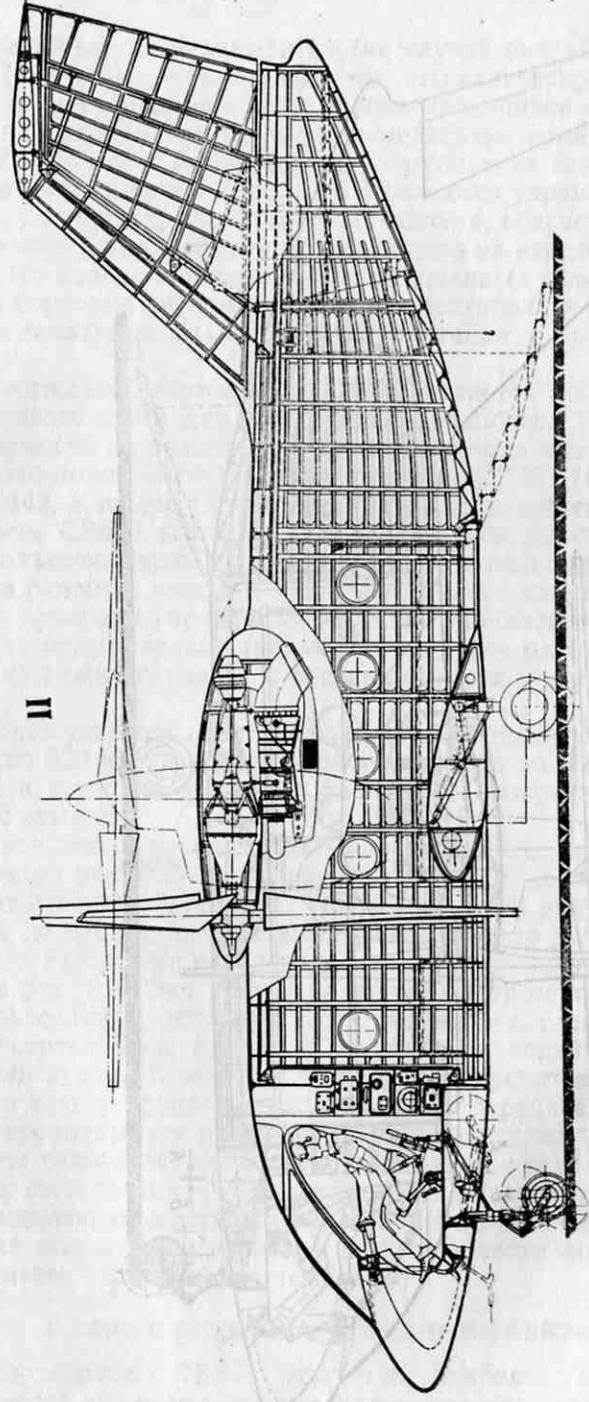
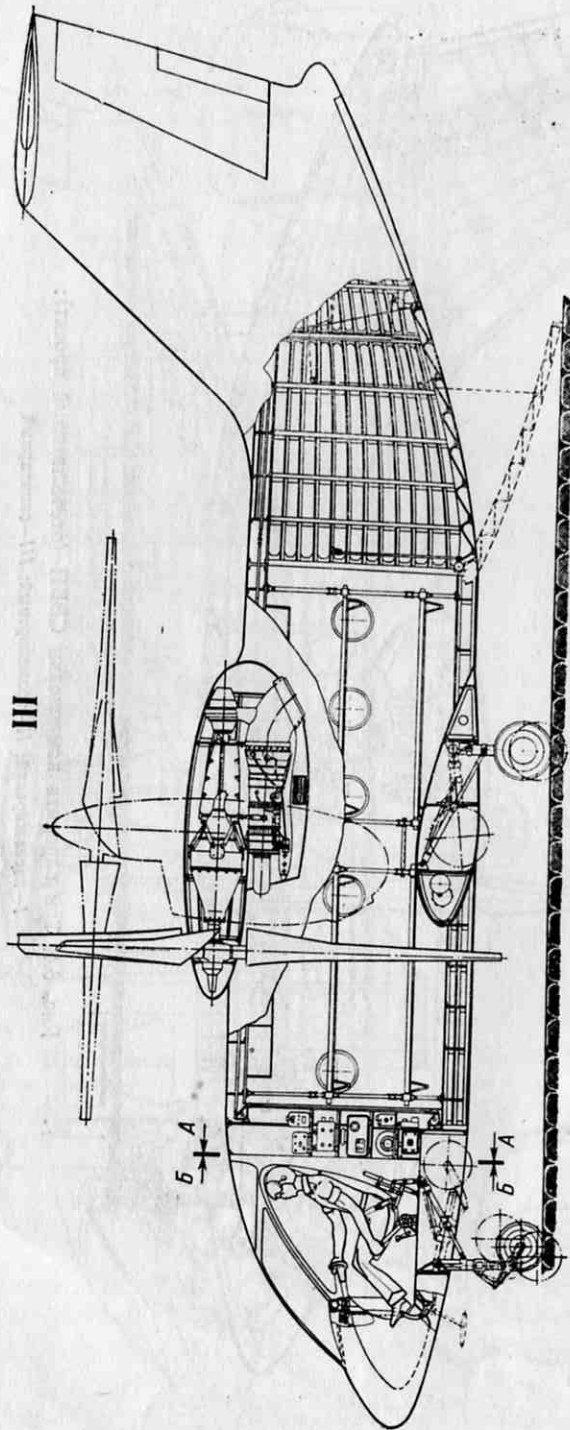


Рис. 6.4. Три варианта компоновки СВВП (отечественный проект):
I—пассажирский; II—транспортный; III—санитарный



колесное убирается неполностью (на случай аварийной посадки). Крыло (рис. 6.5) двухлонжеронное металлической конструкции, состоит из центроплана и двух поворачивающихся консолей. Последние поворачиваются с помощью механизма волнового типа (см. гл. 9). Крыло имеет механизацию, состоящую из закрылков и предкрылков типа Крюгера (рис. 6.6). Последние управляются автоматически, с помощью плавающего механизма, обеспечивающего бесрывное обтекание передней кромки крыла на переходных режимах полета. На концах консольных частей крыла (в обтекателе) расположены бортовые сигнальные огни. В центроплане и в крыле размещены топливные баки, вал синхронизации и проводка управления.

Отличительной чертой этого СВВП является отсутствие хвостового рулевого винта для обеспечения продольной устойчивости и управляемости на режимах висения и перехода к маршевому полету, как это имеет место у многих винтовых СВВП (Вертол-76, Хиллер ХС-142, Канадер CL-84 и др.). Вместо рулевого винта на отечественном СВВП (проект) применяется моноциклическое управление подъемно-маршевых винтов. Схема моноциклического управления на режимах взлета и маршевого полета показана на рис. 6.7. Система проводки управления жесткая. Управление при маршевом полете непосредственное (без бустеров). Для разгрузки внимания пилота на режимах взлета и посадки имеется двухканальный автопилот.

Силовая установка состоит из двух двигателей со взлетной мощностью по 920 кВт и крейсерской мощностью по 660 кВт, расположенных в середине крыла по размаху и поворачивающихся совместно с крылом.

Привод винтов осуществляется трансмиссией, состоящей из промежуточных редукторов, удлиненных валов, главных редукторов и синхронного вала (рис. 6.8). Промежуточный редуктор снижает обороты до 420 рад/с, а главный редуктор — до рабочих оборотов 100 рад/с. Крепления главного и промежуточного редукторов показаны на рис. 6.9. Они представляют собой пространственные фермы, образованные регулируемые стержнями, с внутренней резиновой амортизацией. Крепятся редукторы к лонжеронам консольной части крыла. К этим же лонжеронам крепится и двигатель, у которого заднее крепление неподвижно, а переднее позволяет двигателю перемещаться при наличии температурных удлинений.

Винты трехлопастные полужесткого типа с втулкой на кардане. Лопасты изготовлены из стеклопластика с включением бороволокна, повышающего жесткость заделки лопастей в плоскости вращения. Для обеспечения изгиба в комлевой части лопасти обшивка в этом месте упругого типа (см. гл. 9).

3. СВВП С ТЯЖЕЛОНАГРУЖЕННЫМИ ВИНТАМИ

Среди винтовых СВВП этот тип наиболее многочисленный. Объясняется это возможностью получения вертикального взлета и посадки при максимальной скорости полета для тяжелых по взлет-

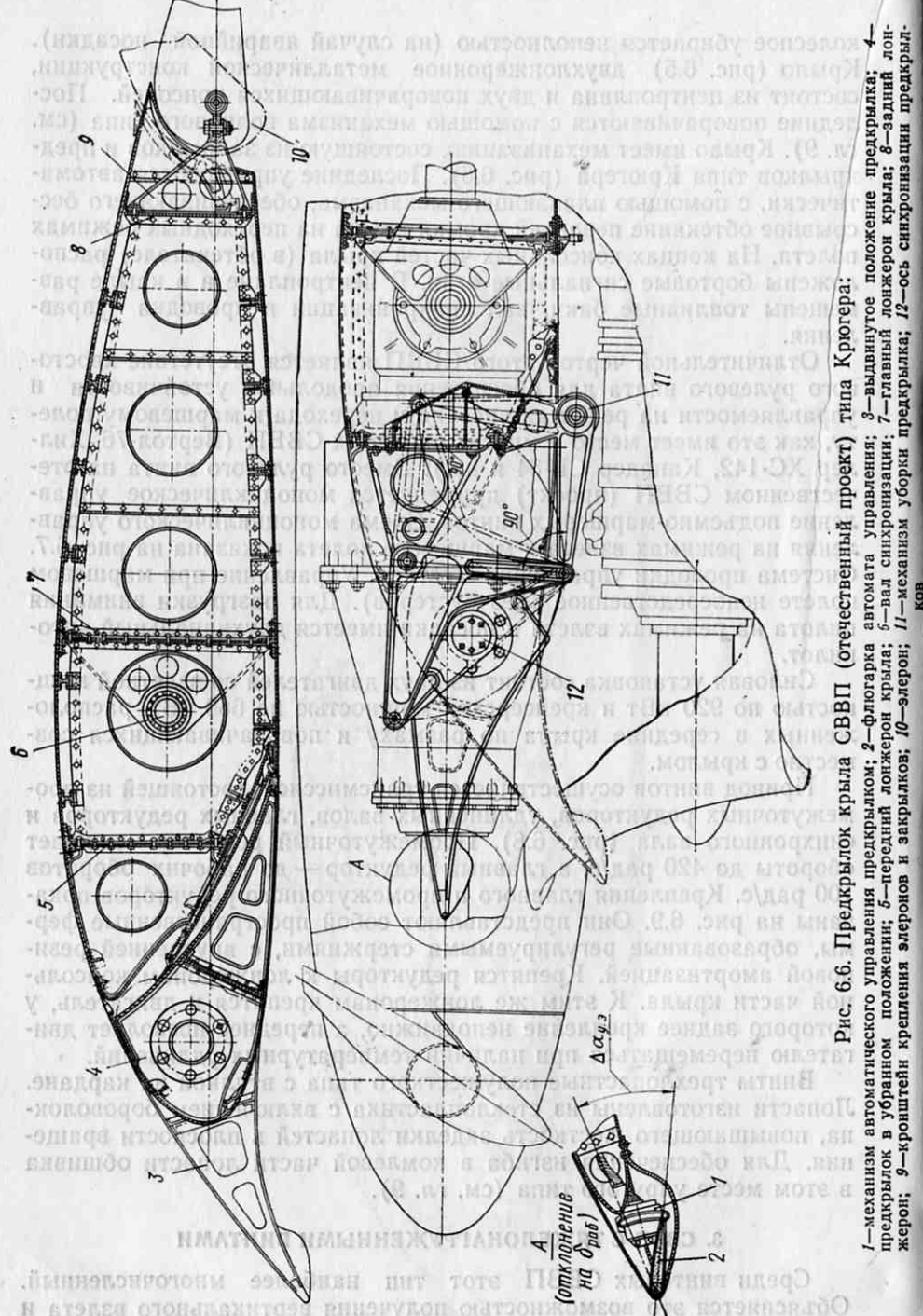


Рис. 6.6. Предкрылок крыла СВВП (отечественный проект) типа Крюгера:

1—механизм автоматического управления предкрылком; 2—флюгарка автомата управления; 3—выдвинутое положение предкрылка; 4—предкрылок в убранном положении; 5—передний лонжерон крыла; 6—вал синхронизации; 7—главный лонжерон крыла; 8—задний лонжерон; 9—кронштейн крепления элеронов и закрылков; 10—элерон; 11—механизм уборки предкрылка; 12—ось синхронизации предкрылка.

ной массе транспортных СВВП 800—950 км/ч, вполне удовлетворяющей требованиям гражданского и транспортного назначения. Поэтому почти все проекты и построенные транспортные винтовые СВВП создаются с тяжело нагруженными винтами, так как считается, что, кроме указанных выше качеств, они наиболее целесообразны и с энергетической, тактической, экономической и эксплуатационной точек зрения. По этому типу за рубежом спроектировано более 16 машин.

Среди прошедших всесторонние летные испытания винтовых военно-транспортных СВВП наибольшего интереса заслуживает легкий по взлетной массе СВВП Канадер CL-84 (рис. 6.10), на котором можно транспортировать грузы 15,4—26 кН на расстояние 556 км со скоростью 545 км/ч.

Гражданский вариант СВВП используется для транспортных и пассажирских перевозок на линиях малой и средней протяженности, в труднодоступных районах страны, при геологических изысканиях, для охраны лесов и санитарной службы.

На рис. 6.10 показан общий вид самолета Канадер CL-84 и схема его трансмиссии, а на рис. 6.11 показан CL-84 на режиме перехода к маршевому полету.

Самолет имеет СУ, состоящую из двух ТВД Лайкоминг (LTC1K-4K) мощностью по 1030 кВт, приводящих во вращение два четырехлопастных воздушных винта противоположного вращения, лопасти которых выполнены из стеклопластика. Редукторы ТВД имеют муфты свободного хода, предназначенные для отключения остановившегося двигателя.

Крыло прямоугольной формы в плане с мощной механизацией, состоящей из закрылков по всему размаху и предкрылков Крюгера. Последние в центральной части крыла, не обдуваемой потоком от винтов, имеют вдвое большую хорду для предотвращения срыва потока при больших углах атаки на переходных режимах полета. Поворот крыла осуществляется с помощью гидравлического привода и шариковых домкратов.

Удлинение крыла $\lambda_{кр} \approx 5$ и выбрано из условий, чтобы концы крыла не выступали за пределы потока от винтов. Рулевой хвостовой винт с горизонтально расположенной плоскостью вращения двухлопастный, соосной схемы, с диаметром 2,13 м. При маршевом полете привод винта отключается, и лопасти устанавливаются по потоку вдоль продольной оси фюзеляжа (рис. 6.12).

Фюзеляж полумонококовой, цельнометаллической конструкции. В грузовой кабине, имеющей размеры 3×6, могут разместиться 12 человек или 15 кН груза.

Хвостовое оперение состоит из кия с рулем направления и управляемого стабилизатора с килевыми шайбами, установленными на концах стабилизатора. Последний имеет большой диапазон углов установки. При вертикальном взлете он устанавливается на угол 30°, а на режимах перехода по мере уменьшения угла установки крыла уменьшается и угол установки стабилизатора.

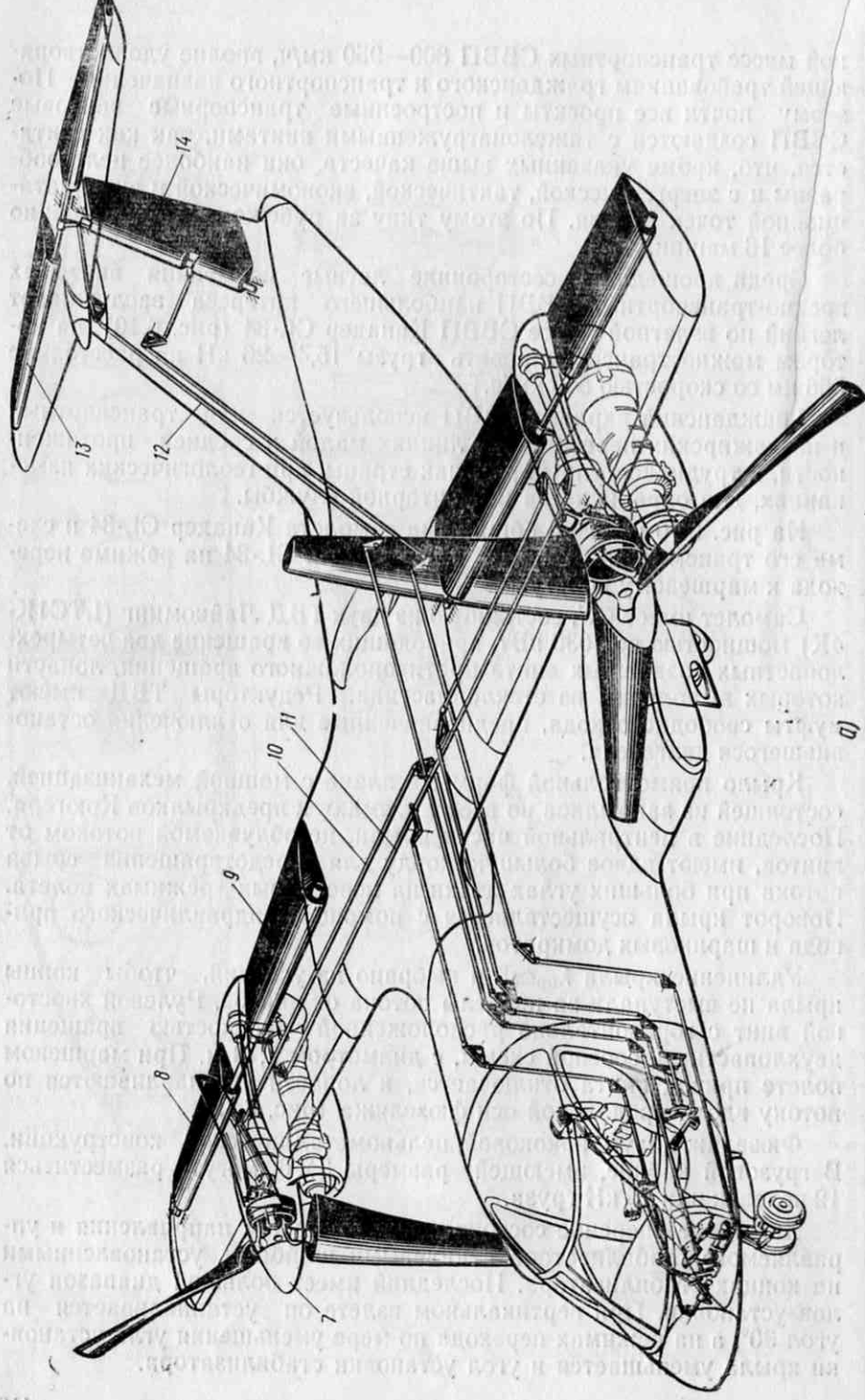
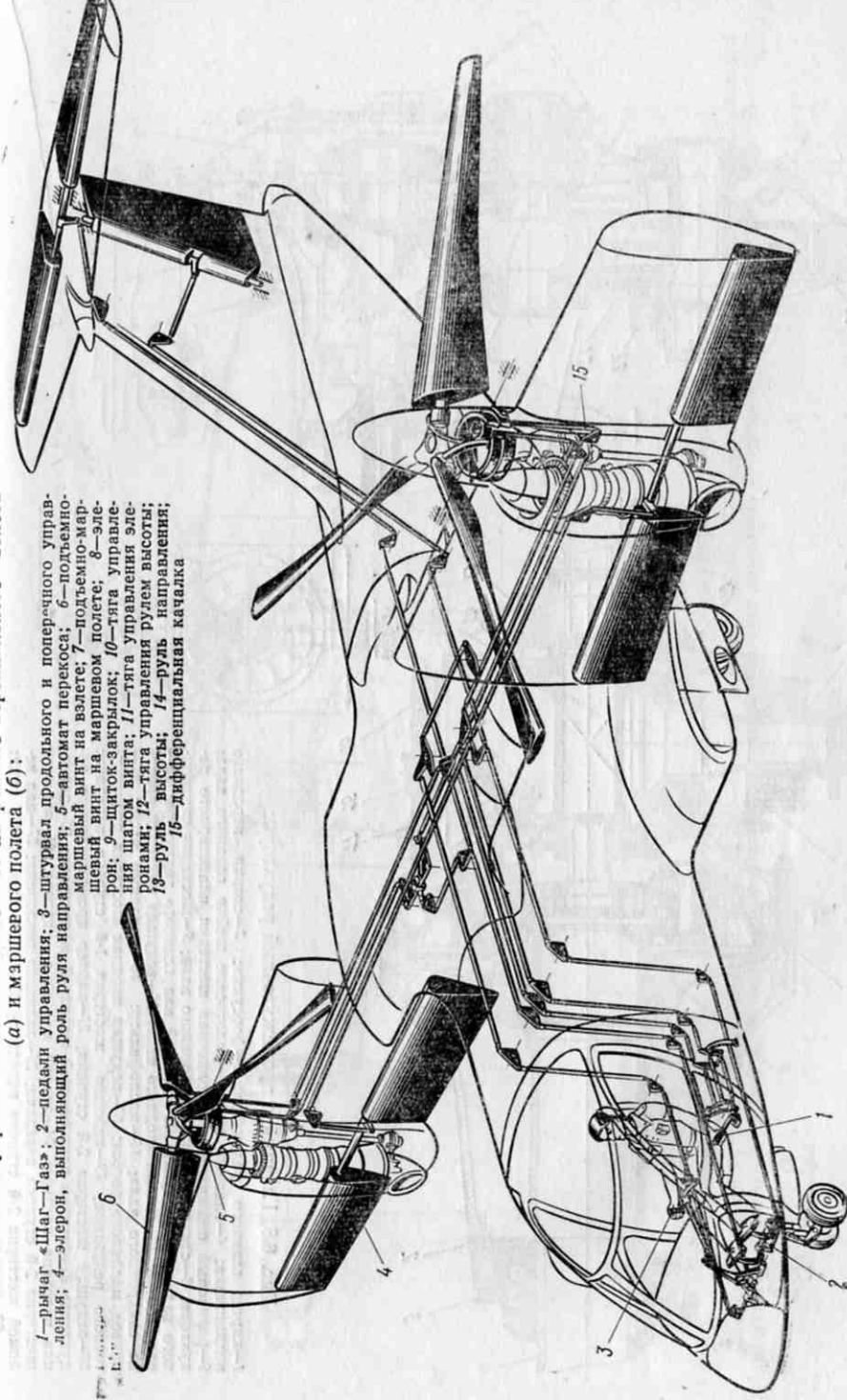


Рис. 6.7. Схемы управления винтового СВВП на режиме вертикального взлета (а) и маршевого полета (б):

1—рычаг «Шаг—Газ»; 2—педаль управления; 3—штурвал продольного и поперечного управления; 4—элерон, выполняющий роль руля направления; 5—автомат перекося; 6—подъемно-маршевый винт на взлете; 7—подъемно-маршевый винт на маршевом полете; 8—эле-
рон; 9—цилок-закрылок; 10—тяга управления шагом винта; 11—тяга управления эле-
ронами; 12—тяга управления рулем высоты; 13—руль высоты; 14—руль направления; 15—дифференциальная качалка



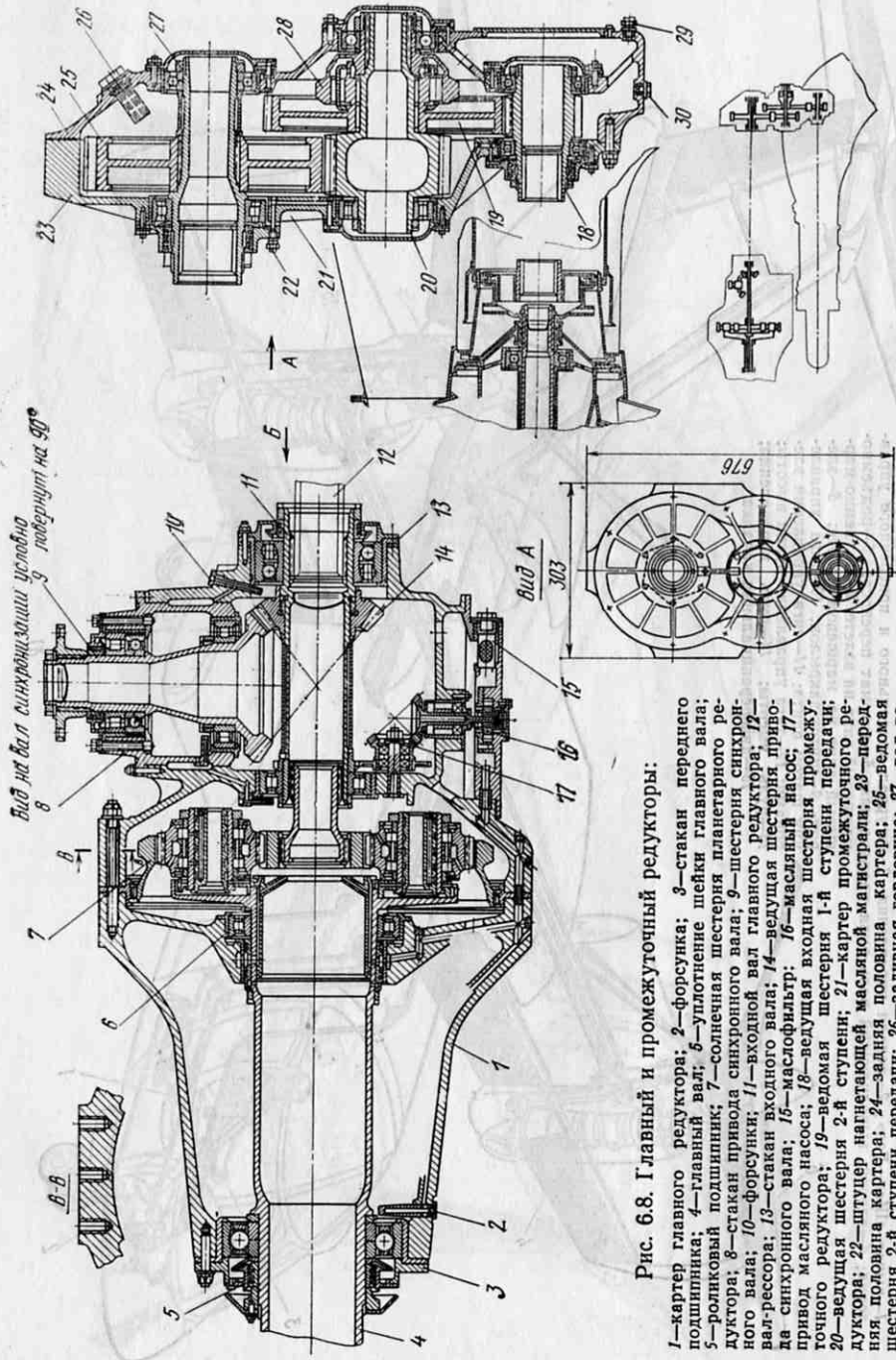


Рис. 6.8. Главный и промежуточный редукторы:

1—картер главного редуктора; 2—форсунка; 3—стакан переднего подшипника; 4—главный вал; 5—уплотнение шейки главного вала; 6—ролик подшипника; 7—солнечная шестерня планетарного редуктора; 8—стакан привода синхронного вала; 9—шестерня синхронного вала; 10—форсунка; 11—входной вал главного редуктора; 12—вал синхронного вала; 13—солнечная шестерня планетарного редуктора; 14—ведущая шестерня привода масляного насоса; 15—маслофильтр; 16—масляный насос; 17—ведущая шестерня 1-й ступени; 18—ведущая шестерня промежуточного редуктора; 19—ведомая шестерня 1-й ступени переднего редуктора; 20—ведущая шестерня 2-й ступени; 21—картер промежуточного редуктора; 22—штурцер нагнетающей масляной магистрали; 23—передняя половина картера; 24—задняя половина картера; 25—ведомая шестерня 2-й ступени переднего редуктора; 26—заливная горловина; 27—вал ведомой шестерни 2-й ступени переднего редуктора; 28—муфта свободного хода; 29—штурцер откачивающей магистрали; 30—сливная пробка

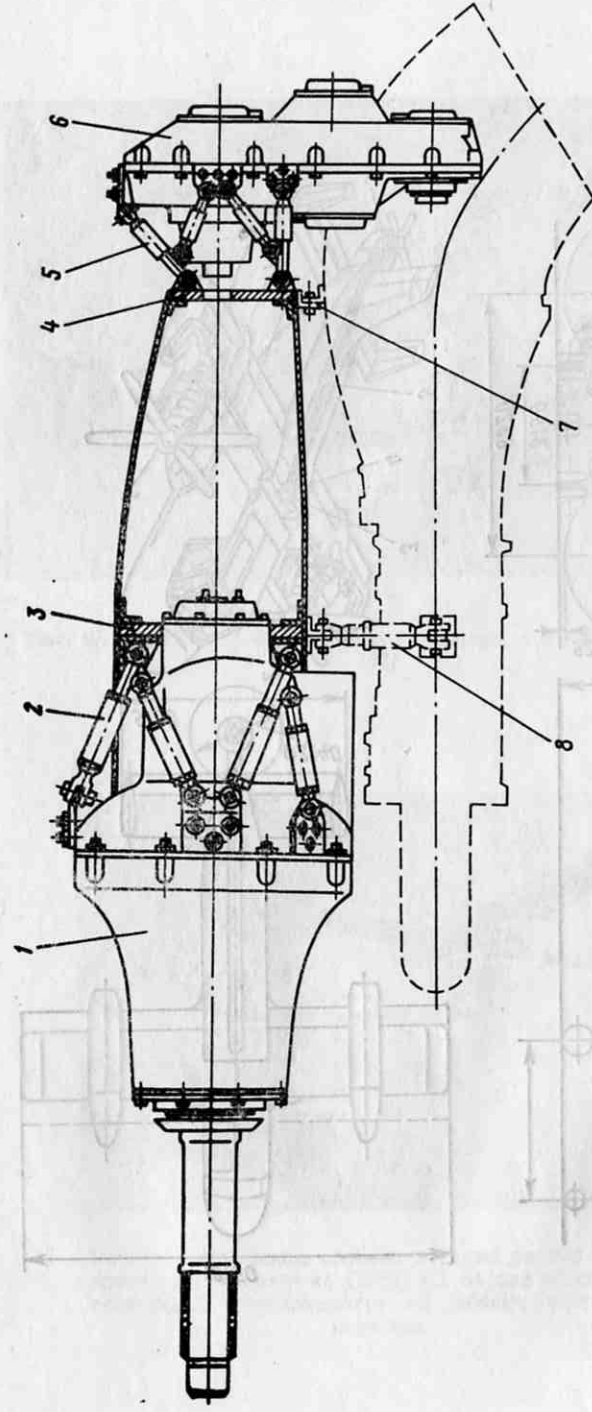


Рис. 6.9. Крепление главного и промежуточного редукторов:

1—главный редуктор; 2—крепление главного редуктора; 3—главный лонжерон крыла; 4—задний лонжерон крыла; 5—крепление обходного редуктора; 6—обходной редуктор; 7—задняя (неподвижная) точка крепления двигателя; 8—передняя подвеска двигателя

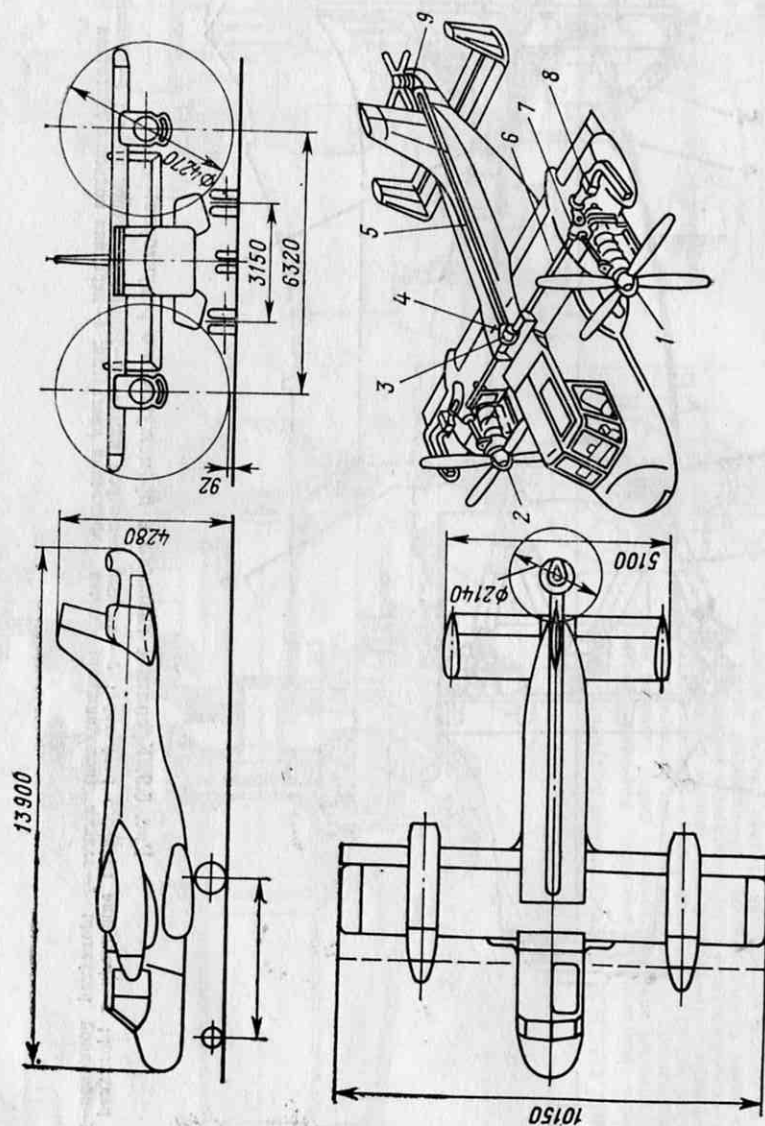


Рис. 6.10. СВВП Канадер CL-84 с тяжелонагруженными винтами:
1—подъемно-маршевый винт; 2—редуктор; 3—промежуточный редуктор; 4—интегратор; 5—вал хвостовой трансмиссии; 6—синхронный вал; 7—поворотный редуктор; 8—маслорадиатор; 9—хвостовой винт



Рис. 6.11. СВВП CL-84 на режиме перехода к маршевому полету [47]

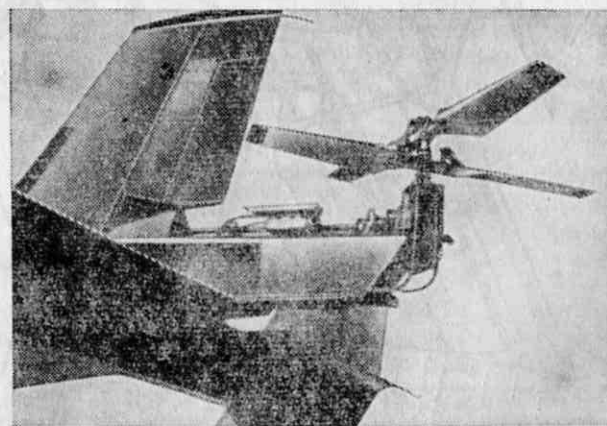


Рис. 6.12. Установка соосных рулевых винтов в хвостовой части фюзеляжа СВВП CL-84 для обеспечения продольной управляемости на режиме висения и перехода

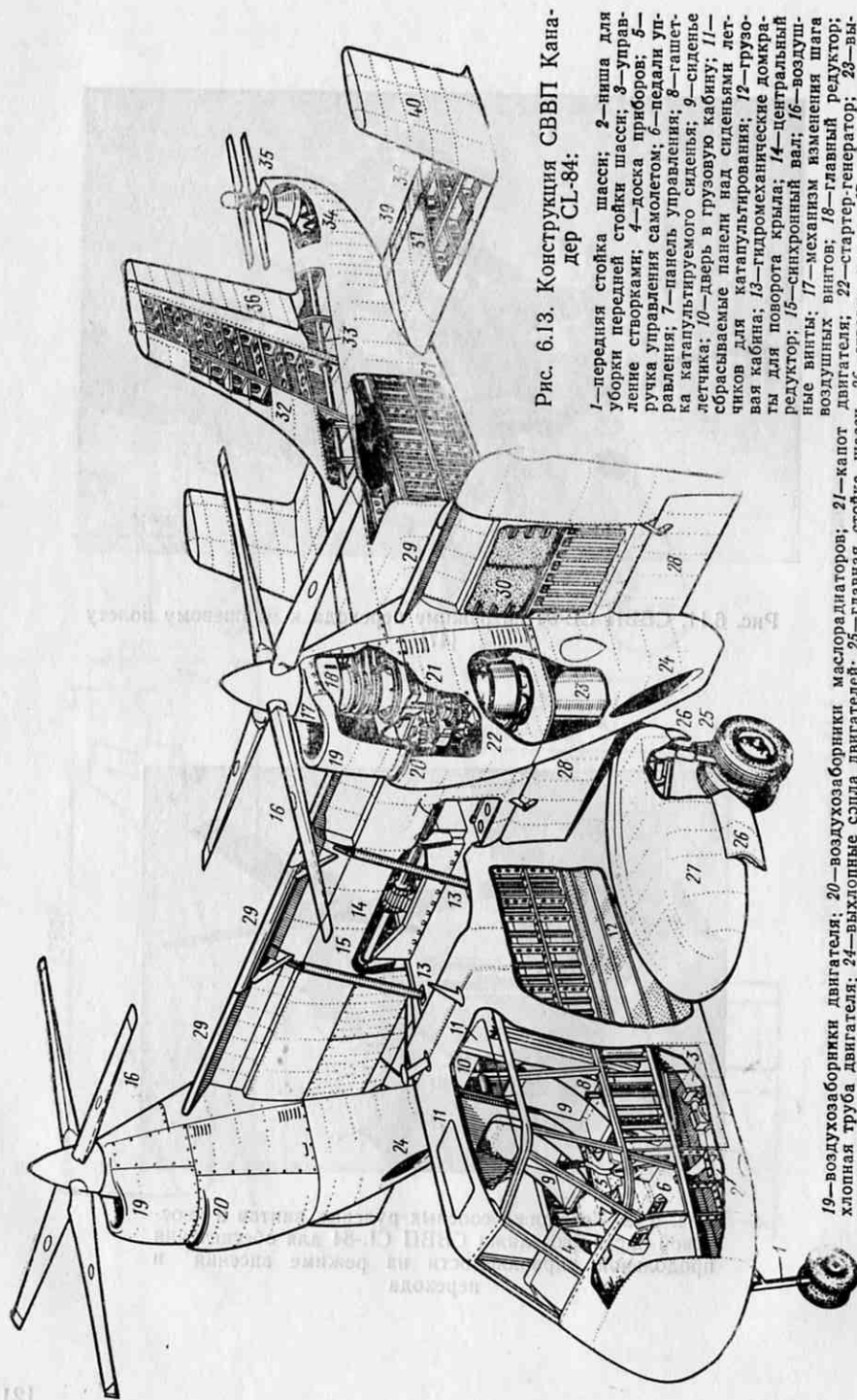


Рис. 6.13. Конструкция СВВП Канадер CL-84:

1—передняя стойка шасси; 2—ниша для уборки передней стойки шасси; 3—управление створками; 4—доска приборов; 5—ручка управления самолетом; 6—педаль управления; 7—панель управления; 8—гашир-ка катапультируемого сиденья; 9—сиденье летчика; 10—дверь в грузовую кабину; 11—сбрасываемые панели над сиденьями летчиков для катапультирования; 12—грузовая кабина; 13—гидромеханические домкраты для поворота крыла; 14—центральный редуктор; 15—синхронный вал; 16—воздушные винты; 17—механизм изменения шага воздушных винтов; 18—главный редуктор; 19—воздухозаборники двигателя; 20—хлопная труба двигателя; 21—капот двигателя; 22—стартер-генератор; 23—выхлопные баки; 24—толстые баки; 25—хвостовая часть фюзеляжа; 26—сторки шасси; 27—обтекатели; 28—закрылки; 29—предкрылки; 30—топливные баки; 31—хвостовая часть фюзеляжа; 32—киль; 33—вал привода хвостового винта; 34—угловой редуктор; 35—соосный хвостовой винт; 36—руль направления; 37—стабилизатор; 38—руль высоты; 39—граммер руля высоты; 40—килевые шайбы

Шасси самолета трехопорное, убирающееся, со сдвоенными пневматиками низкого давления. Главные опоры убираются в обтекатели, расположенные по бокам фюзеляжа, а носовая опора — в переднюю часть фюзеляжа.

Конструкция носовой и центральной частей фюзеляжа, крыла, шасси, трансмиссии и силовой установки СВВП Канадер CL-84 представлена на рис. 6.13.

4. ПРЕОБРАЗУЕМЫЕ ВИНТОВЫЕ СВВП

Стремление сочетать взлетно-посадочные качества вертолета и большую маршевую скорость реактивных самолетов привело к созданию преобразуемых СВВП с подъемным винтом большого диаметра (обычно вертолетного типа), который после взлета и перехода останавливается с установкой лопастей по потоку, убирается в гаргрот фюзеляжа или превращается в несущую поверхность — крыло с маршевой силовой установкой с ТВД, ДТРД или ТРД.

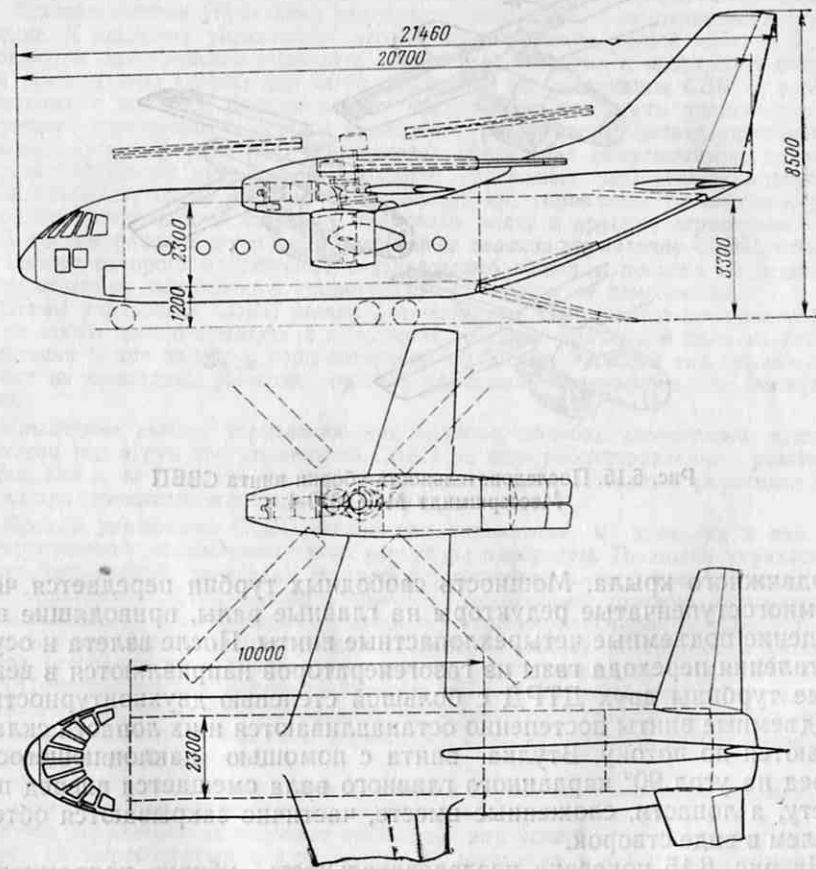


Рис. 6.14. Общий вид СВВП фирмы Мессершмидт MeP.2020-4

По этому типу спроектированы СВВП: Мессершмидт MeP.2020-4, Локхид CL-945, Боинг-Вертол и др. Среди СВВП этого типа наиболее интересным является СВВП фирмы Мессершмидт MeP.2020-4, общий вид которого показан на рис. 6.14.

На режиме взлета и посадки газы от газогенератора GE-1 подаются в турбины несущих винтов, расположенных на консолях

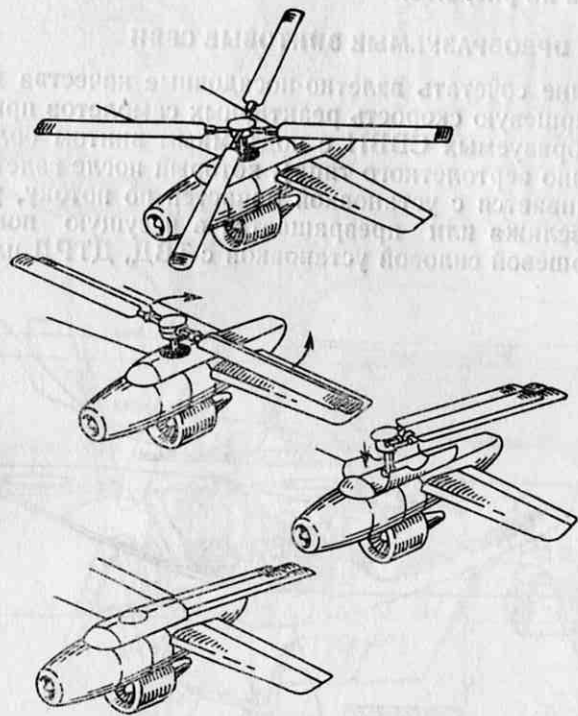


Рис. 6.15. Последовательность уборки винта СВВП Мессершмидт MeP.2020-4

неподвижного крыла. Мощность свободных турбин передается через многоступенчатые редукторы на главные валы, приводящие во вращение подъемные четырехлопастные винты. После взлета и осуществления перехода газы из газогенераторов направляются в венцевые турбины двух ДТРД с большой степенью двухконтурности, а подъемные винты постепенно останавливаются и их лопасти складываются по потоку. Втулка винта с помощью наклоняющегося вперед на угол 90° карданного главного вала смещается вперед по полету, а лопасти, сложенные вместе, частично закрываются обтекателем в виде створок.

На рис. 6.15 показана последовательность уборки подъемного винта этого СВВП.

Глава 7. ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система управления СВВП должна обеспечивать изменение угловой ориентации в пространстве, балансировку его на различных режимах, а также изменение величины основных, действующих на СВВП, сил (тяга, подъемная сила) или их проекций, обеспечивающих изменение величины и направления скорости полета. Условно система управления разделяется на главное и вспомогательное управление. К главному управлению относятся: управление ручкой «Шаг — Газ», позволяющее одновременно управлять общим шагом винтов и мощностью двигателей (на винтовых СВВП) или тягой двигателей (на реактивных СВВП); ручка управления, с помощью которой летчик воздействует на органы продольного и поперечного управления, и ножное управление, которое, воздействуя на соответствующие органы управления, обеспечивает управление направлением полета. К вспомогательному управлению относятся: управление механизмом поворота крыла, стабилизатором, щитками или закрылками, управление триммерами, реверсом тяги, тормозными щитками, тормозами колес и другими агрегатами.

В данном разделе рассмотрим в основном главное управление СВВП, основные органы которого на режимах вертикального взлета и посадки по схеме и конструктивному оформлению существенно отличаются от самолетных.

Схемы управления СВВП весьма разнообразны. Они зависят главным образом от схемы самого самолета и от способа создания подъемной силы на режиме висения и при полете с горизонтальной скоростью. Каждый тип управления состоит из командных рычагов, органов управления и проводки или коммуникантов.

Командные рычаги управления, как правило, подобны самолетным, причем движения ног и рук при управлении СВВП на всех рассматриваемых режимах полета, как и на самолете, должны соответствовать естественным рефлексам человека при стремлении его сохранить равновесие.

Органы управления СВВП, механизмы управления и проводка к ним по конструктивному оформлению также весьма разнообразны. Проводка управления может быть гибкой (тросовая), жесткой (стержневая) и смешанного типа. Органами управления СВВП являются обычные самолетные рулевые поверхности (руль высоты, руль направления и элероны) и вспомогательные рулевые устройства, обеспечивающие управляемость на режиме висения и переходном режиме полета (струйные рули, вентиляторы, рулевые винты, подъемно-маршевые винты и др.), устройства для дифференциального управления тягой реактивных двигателей, а также различные комбинации из указанных устройств (в первом издании книги рассмотрены все типы управления, поэтому в данной работе приводятся самые распространенные).

На вертикальных режимах, когда нет нагрузки на самолетные органы управления, или при использовании необратимого бустерного управления, летчик на ручке управления не ощущает привычных ему усилий. Это отрицательно действует на выработанные долгой практикой ощущения и рефлекс. Поэтому в систему управления необходимо включать нагрузочные механизмы, в задачу которых входит искусственное создание необходимых усилий при отклонении

рычагов управления. Типовая диаграмма величины градиента усилия по отклонению ручки управления и типовое устройство механизма загрузки приведены на рис. 7.1. В начале хода ручки создается значительно больший градиент для того, чтобы свободная ручка управления могла преодолеть силы трения в системе и принять нейтральное положение. Сила тяги (страгивания) в системе управления не должна превышать 5—7 Н.

2. УПРАВЛЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ СТРУЙНЫХ РУЛЕЙ

Струйные рули (СР) широко применяются в основном на реактивных СВВП. Воздух для работы СР обычно отбирается от одной из ступеней нагнетателя подъемных, подъемно-маршевых или маршевых двигателей в объеме, равном 8—10% производительности компрессора двигателя. Если в СР или на подходе к ним установить горелки, в которых сжигать некоторое количество топлива, то такое управление будет более чем в два раза эффективнее «холодного» управления. Применять управление с помощью «горячих» СР следует на реактивных СВВП большого тоннажа, у которых расход воздуха СР сравнительно большой, что приводит к увеличению объема, массы и гидравлических потерь воздухопроводов и может сделать целесообразным применение «горячих» СР.

Реактивная тяга струйных рулей благодаря большому плечу, на котором она приложена, создает управляющий момент необходимой величины на режимах вертикального взлета, висения и посадки, а также на переходных режимах, когда обычные рулевые поверхности неэффективны.

В общем случае реактивная тяга, создаваемая струйным рулем, определяется выражением

$$R_{cp} = m_b W_c \varphi_c + F_c (p_c - p_H), \quad (7.1)$$

где m_b — секундная масса воздуха; W_c — средняя скорость истечения; F_c — площадь поперечного сечения на срезе сопла; p_c — полное давление на срезе сопла; p_H — атмосферное давление на расчетной высоте; φ_c — коэффициент скорости, учитывающий отклонение скорости истечения из сопла в реальном процессе по сравнению с адиабатическим истечением.

Удельная тяга при истечении 1 килограмма воздуха, через простое сужающееся сопло при сверхзвуковом перепаде давлений

$$R_{уд} = \frac{R_{cp}}{m_b} = W_c \varphi_c + \frac{V T^*}{m_c p_c q (\lambda_c)} \left(\frac{p_c}{p_c^*} - \frac{p_H}{p_c^*} \right), \quad (7.2)$$

где T^* — температура отбираемого воздуха; λ_c — коэффициент скорости, равный $W_c / a_{кр} W_c = 18,3 \lambda_c \sqrt{T^*}$, а ряд величин постоянны: m_c — для воздуха равна 0,3965; $p_c / p_c^* = \pi(\lambda) = 0,5283$; $\varphi_c \approx 0,98$; $g = 9,81$ м/с².

По формуле (7.2) проведены на ЭВМ соответствующие расчеты для p_c^* в диапазоне от 2 до 20 и T^* в пределах 300—850°С (см. рис. 7.3).

Потребная площадь сечения сопла (в см²)

$$F_c = \frac{m_b \sqrt{T^*}}{m_c p_c^* q (\lambda_c)}. \quad (7.3)$$

Удельная площадь сечения сопла — площадь сопла, отнесенная к одному килограмму воздуха (из 7.3)

$$f_{уд} = \frac{F_c}{m_b} = \frac{\sqrt{T^*}}{m_c p_c^* q (\lambda)}. \quad (7.4)$$

Основными параметрами, характеризующими магистраль струйного руля (систему трубопроводов, подводящих воздух от двигателя к струйным рулям), являются ξ — коэффициент общего гидравлического сопротивления и σ — коэффициент сохранения полного давления

$$\xi = \frac{p^* - p_c}{q} = \xi_{тр} - \xi_m, \quad (7.5)$$

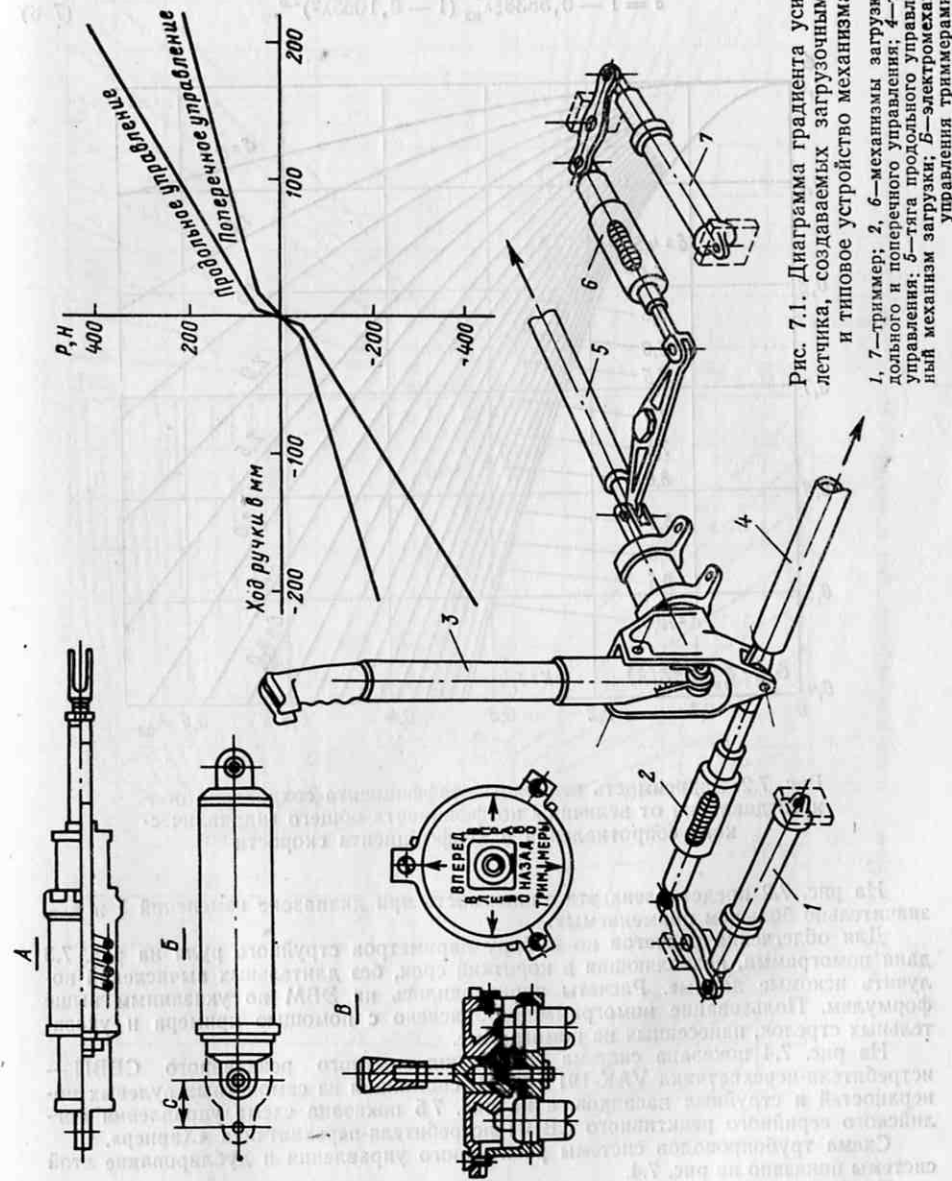


Рис. 7.1. Диаграмма градиента усилий на ручке летчика, создаваемых грузозагрузочным механизмом, и типовое устройство механизма загрузки.
1, 7 — триммер; 2, 6 — механизмы загрузки; 3 — ручка продольного и поперечного управления; 4 — тяга поперечного управления; 5 — тяга продольного управления; 6 — пружинный механизм загрузки; 7 — электропривод управления триммерами

здесь p^* и p_c^* — давление торможения соответственно на выходе из двигателя и струйного руля. Величина p^* обычно изменяется в пределах от 6 до 12 даН/см²; $\xi_{тр}$ и ξ_m — коэффициенты трения и местных потерь в системе. Оба коэффициента определяются по справочникам гидравлики. Для предварительных расчетов можно принимать $\xi = 0,3 \dots 0,4$.

Коэффициент сохранения полного давления можно получить из общеизвестных формул гидравлики после небольших преобразований:

$$\sigma = 1 - 0,5833\xi\lambda_{вх}^* (1 - 0,1665\lambda_2)^{2,5}. \quad (7.6)$$

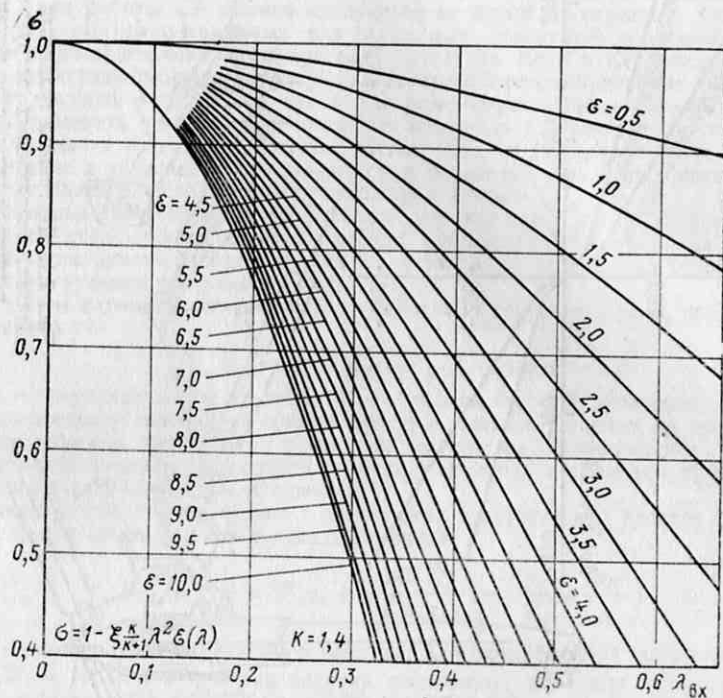


Рис. 7.2. Зависимость величины коэффициента сохранения полного давления от величины коэффициента общего гидравлического сопротивления и коэффициента скорости

На рис. 7.2 представлена эта зависимость при диапазоне изменений ξ и $\lambda_{вх}$, значительно большем применяемых.

Для облегчения расчетов по выбору параметров струйного руля на рис. 7.3 дана номограмма, позволяющая в короткий срок, без длительных вычислений получить искомые данные. Расчеты производились на ЭВМ по указанным выше формулам. Пользование номограммой объяснено с помощью примера и указательных стрелок, нанесенных на номограмме.

На рис. 7.4 показана система управления опытного реактивного СВВП — истребителя-перехватчика ВАК-191 (ФРГ), состоящая из самолетных рулевых поверхностей и струйных насадок, а на рис. 7.5 показана схема управления английского серийного реактивного СВВП истребителя-перехватчика «Харьер».

Схема трубопроводов системы реактивного управления и дублирование этой системы показано на рис. 7.4.

Трубопроводы системы СР изготавливаются из сварных жаропрочных труб толщиной 0,3—0,5 мм и соединяются между собой с помощью клиновидных хо-

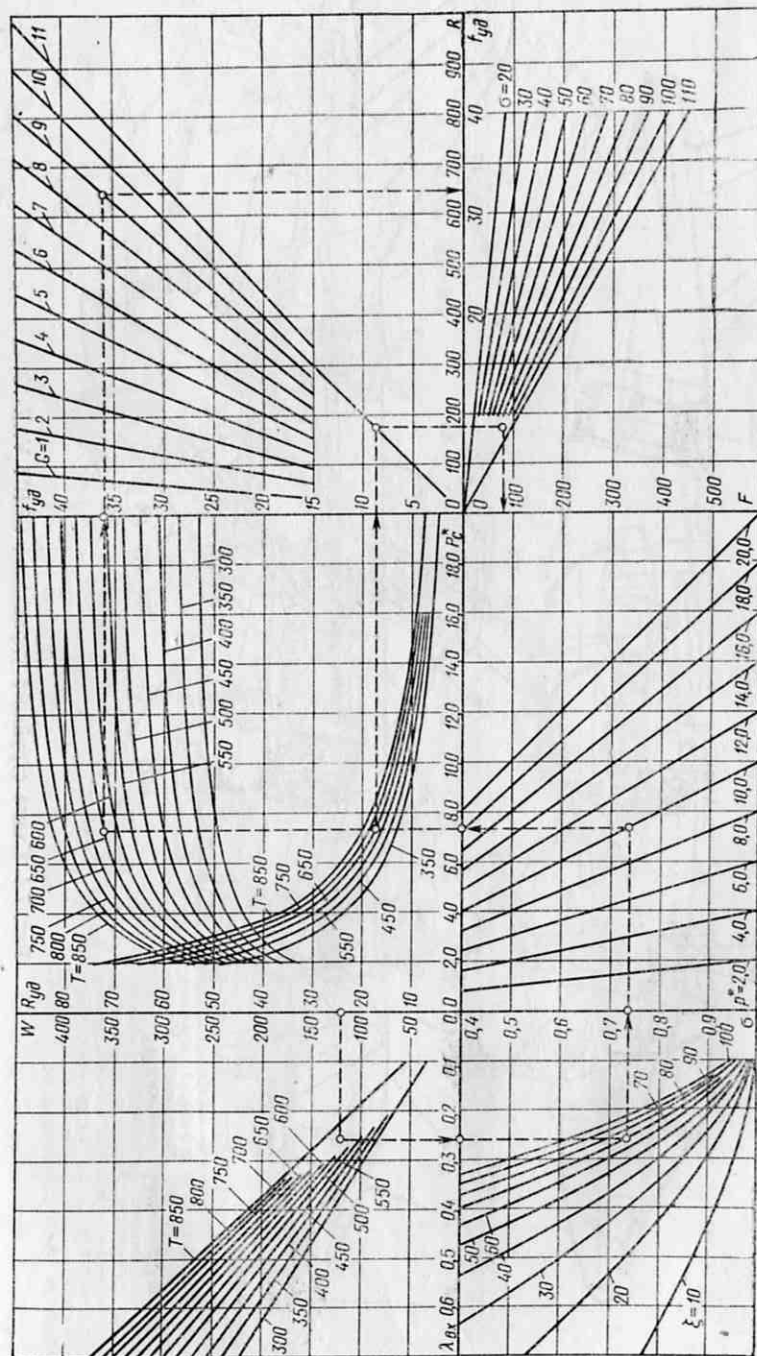


Рис. 7.3. Номограмма для определения основных параметров струйного руля

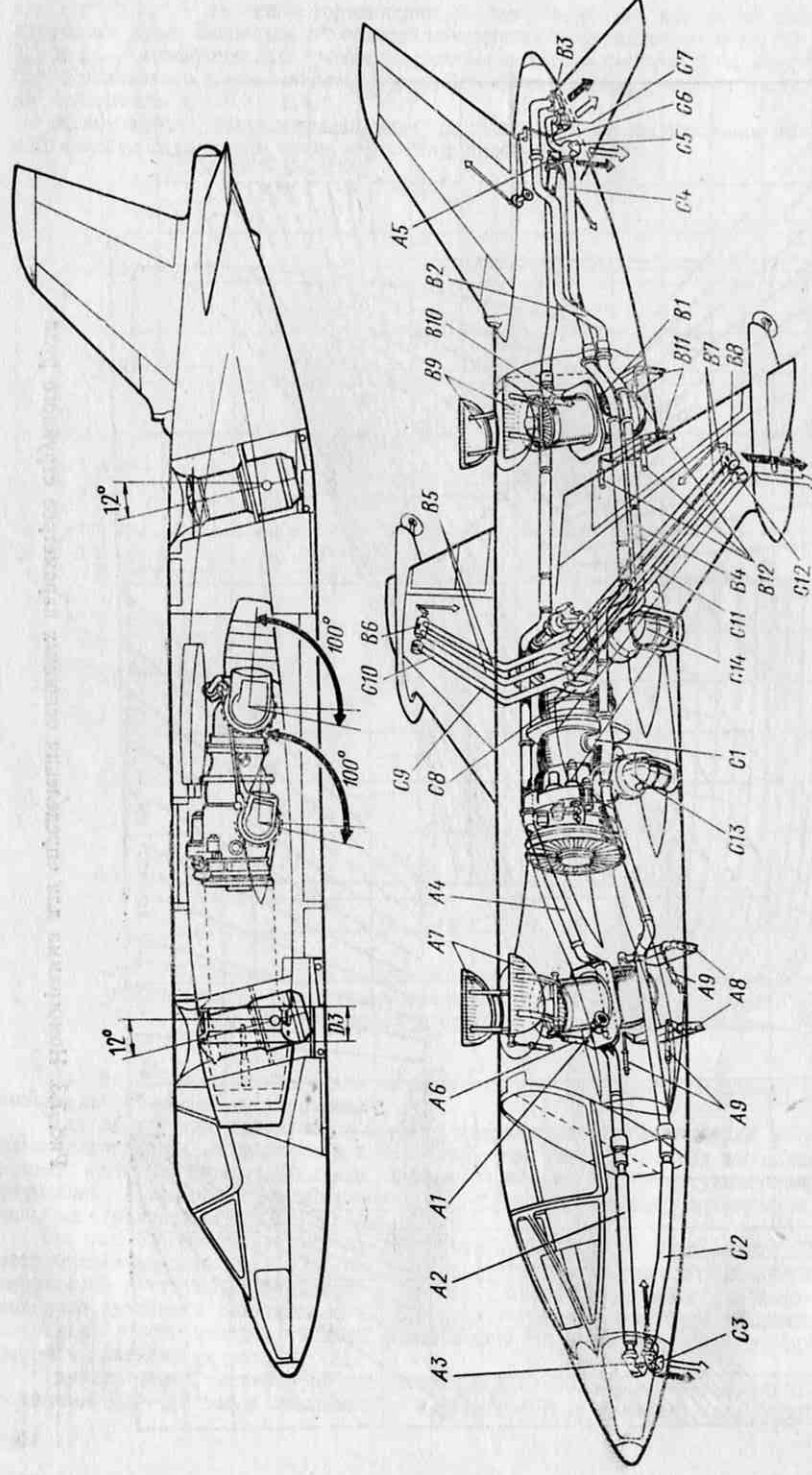


Рис. 7.4. Схема струйного управления СВВП ВАК-191

А—передний подъемный двигатель; А1, В1, С1—соответственно заборники воздуха от переднего, заднего и центрального двигателей; А2, А4, В2, В4, В7, С2, С4, С6, С9, С11—трубопроводы струйного управления; А3, В3, С3, А5, В5, С5, С7—струйные рули; А6, А9, В10, В12—гидроцилиндры.

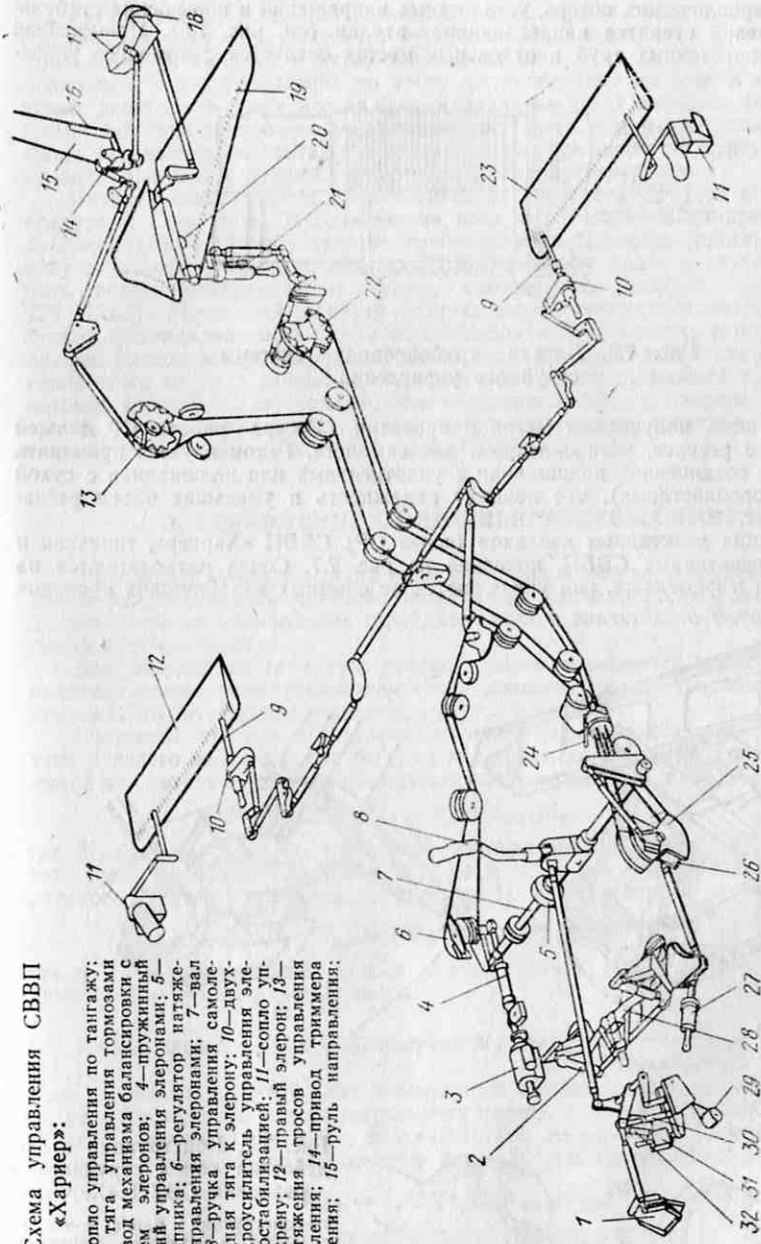


Рис. 7.5. Схема управления СВВП «Хариер»:

1—переднее сопло управления по тангажу; 2—пружина тяга управления торсионски колес; 3—привод механизма балансировки с использованием элеронов; 4—пружинный автомат усилий управления элеронами; 5—корпус подшипника; 6—регулятор натяжения тросов управления элеронами; 7—вал управления; 8—ручка управления самолета; 9—выходная тяга к элерону; 10—двухкамерный гидросистилитель управления элеронами с автостабилизацией; 11—сопло управления по крену; 12—правый элерон; 13—регулятор натяжения тросов управления рулем направления; 14—привод триммера руля направления; 15—руль направления;

ния стабилизатором: 26—сектор управления рулем направления; 27—устройство центрирования руля направления; 28—педаль управления рулем направления; 29—гидроцилиндр, создающий нагрузку в функции скоростного напора; 30—пружинный автомат усилий управления стабилизатором; 31—привод автомата усилий управления стабилизатором; 32—инерционный груз.

16—триммер руля направления; **17**—сопло управления по курсу; **18**—защелка фиксации руля в заданном положении; **19**—сопло управления по тангажу; **19а**—управляющий стабилизатор; **20**—шарнирное крепление стабилизатора; **21**—двухкамерный гидроцилиндр с автоматизацией управления стабилизатором; **22**—регулятор натяжения тросов управления стабилизатора; **23**—лезвий элемент; **24**—к рулевому механизму носового колеса; **25**—сектор управления; **26**—рулевой механизм носового колеса.

мутов (рис. 7.6). Для компенсации температурных удлинений трубопроводов необходимо предусматривать компенсаторы в виде сильфонов, у которых для снижения гидравлических потерь, усталостных напряжений и повышения стабильности соединений ставятся направляющие втулки (см. рис. 7.6). Повышенная жесткость тонкостенных труб в отдельных местах создается с помощью уплот-

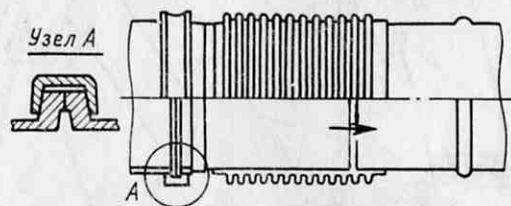


Рис. 7.6. Детали трубопровода системы струйного управления

няющих буртиков, получаемых методом прокатки. Ресурс работы СР должен быть не менее ресурса, установленного для самолета. Рекомендуется применять в шарнирных соединениях подшипники с уплотнениями или подшипники с сухой смазкой (фторопластовых), что повысит надежность и уменьшит объем регламентных работ.

Конструкция реактивных насадков (сопел СР) СВВП «Харьер», типичная и для других реактивных СВВП, показана на рис. 7.7. Сопла располагаются на концах крыла и фюзеляжа, они управляются от обычных механических проводов

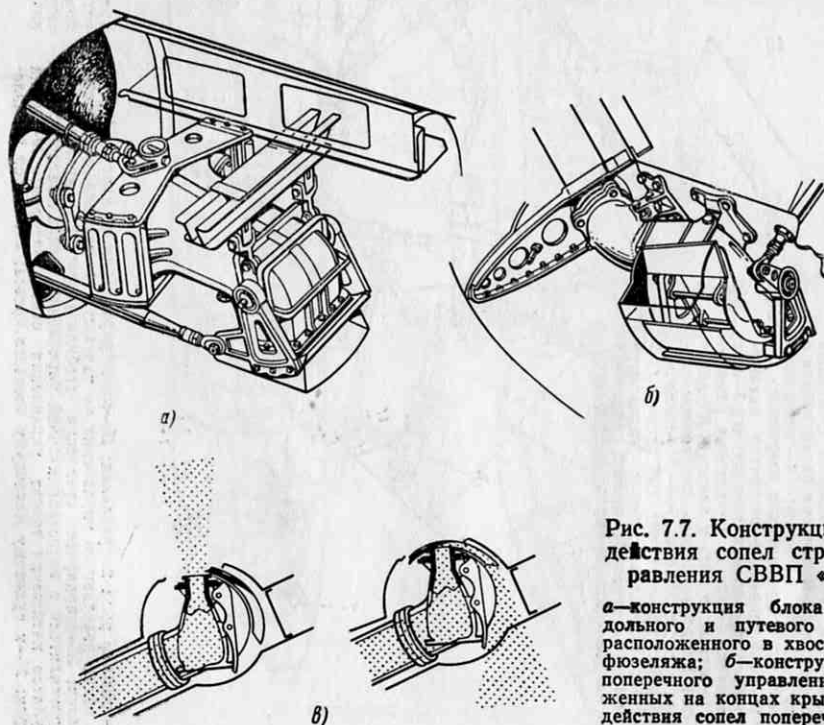


Рис. 7.7. Конструкция и схема действия сопел струйного управления СВВП «Харьер»:

а—конструкция блока сопел продольного и поперечного управления, расположенного в хвостовой части фюзеляжа; б—конструкция сопел поперечного управления, расположенных на концах крыла; в—схема действия сопел поперечного управления

управления. Сопла с направленной вниз струей сжатого воздуха в носовой и хвостовой частях фюзеляжа обеспечивают управление по тангажу.

Установленные в хвостовой части сопла со струями, направленными в стороны, обеспечивают управление по курсу. Комбинированный блок реактивного управления по тангажу и курсу показан на рис. 7.7,а. На этом же рисунке изображены и сопла управления по крену, установленные на концах крыльев, у которых реактивная струя может быть направлена вверх или вниз (см. рис. 7.7,б). Схема действия этих сопел показана на рис. 7.7,в. Следует отметить, что переднее сопло управления по тангажу и заднее сопло управления по курсу не связаны с аэродинамическими рулями, приводимыми гидроусилителями.

Питание сопел обычно производится от основного штуцера отбора сжатого воздуха от двигателя. Использование воздуха от ступени компрессора низкого давления (20—40 Н/см²) требует трубопроводов большого диаметра, что вызывает трудности в их прокладке на СВВП. Поэтому более радикально использовать воздух, отбираемый от ступени компрессора высокого давления (80—120 Н/см²). Управление подачей воздуха осуществляется главным дроссельным краном, устанавливаемым рядом со штуцером отбора воздуха и обеспечивающим полный расход воздуха при отклонении главных сопел двигателя на 20°. Уплотнение этого крана в закрытом положении допускает небольшой приток воздуха, который предотвращает возможность образования льда в системе при маршевом полете. Установочная масса системы вспомогательного реактивного управления составляет 1,2—1,8% от взлетной массы СВВП.

3. УПРАВЛЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ РУЛЕВЫХ ВИНТОВ

В последнее время, по сообщениям зарубежной печати, большое внимание уделяется рулевым винтам, которые, несмотря на необходимость громоздкого привода, оказываются эффективнее струйных рулей и значительно выгоднее с энергетической точки зрения.

Для сокращения габаритов рулевого винта повышается коэффициент его заполнения посредством увеличения числа лопастей или их ширины. У рулевых винтов СВВП этот коэффициент $\sigma_{0,75} = 0,2 \dots 0,3$.

Считается, что для обеспечения хорошей управляемости максимальная сила тяги рулевого винта должна быть не менее чем на 5% выше силы тяги, необходимой для создания требуемого управляющего момента, т. е.

$$T_{p.v} > 1,05 M_{\max} / L_{p.v} \quad (7.7)$$

где M_{\max} — максимально требуемый управляющий момент; $L_{p.v}$ — плечо силы тяги рулевого винта, т. е. расстояние от ц. т. до оси рулевого винта. Сила тяги рулевого винта определяется по формуле Н. Е. Жуковского

$$T_{p.v} = (69 \sqrt{\eta_{o.p.v}} N_{p.v} d_{p.v})^{2/3} \quad (7.8)$$

где $\eta_{o.p.v}$ — относительный к. п. д. рулевого винта; $d_{p.v}$ и $N_{p.v}$ — соответственно диаметр и мощность рулевого винта.

$$\text{Из выражений (7.7) и (7.8) получим } N_{p.v} = \frac{1,08 M_{\max}^{3/2}}{69 \sqrt{\eta_{o.p.v}} d_{p.v} L_{p.v}^{3/2}}.$$

Для управления рулевой винт используется обычно только на режиме висения и на режиме перехода к горизонтальному полету, т. е. на небольших высотах над землей. Принимая $\eta_{o.p.v} = 0,125$; $\sigma_{0,75} = 0,2 \dots 0,3$; $\eta_{o.p.v} = 0,72$ (при $\sigma_{0,75} = 0,2-0,3$), получим следующую приближенную формулу для определения N :

$$N_{p.v} = 0,034 / d_{p.v} (M_{\max} / L_{p.v})^{3/2} \quad (7.9)$$

Формула показывает, что при одних и тех же параметрах СВВП мощность, поглощаемая рулевым винтом, обратно пропорциональна величине диаметра рулевого винта. Следовательно, намного уменьшать диаметр рулевого винта невыгодно, так как значительно возрастет поглощаемая им мощность. При выборе оборотов рулевого винта следует соблюдать условие

$$V_{\text{пер max}} + \omega R < 0,9 M_{\text{кр}} \quad (7.10)$$

$$\omega R \leq 0,9M_{кр} - V_{пертах},$$

при котором линейные скорости концов лопасти не будут превышать скорости $0,9 M_{кр}$.

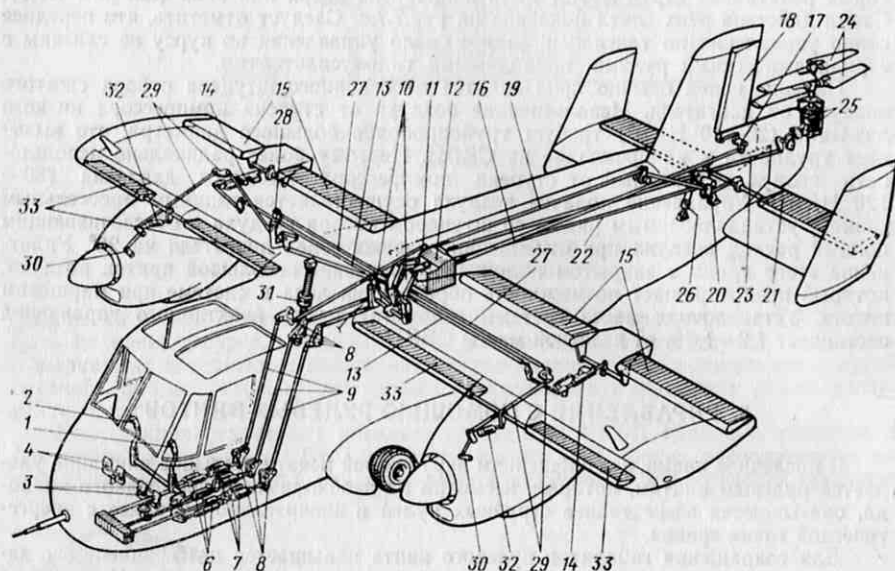


Рис. 7.8. Схема управления СВВП Канадер CL-84:

1—ручка управления пилота-инструктора; 2—ручка управления второго пилота (ученика); 3—педали инструктора; 4—педали второго пилота; 6—механизмы загрузки ручки управления и педалей; 7—усилители (бустеры); 8—качалки системы проводки управления; 9—тяги управления; 10—суммирующий механизм управления общим и дифференциальным отклонением закрылков и элеронов; 11—суммирующий программный механизм; 12—гироскопическое устройство для повышения продольной устойчивости; 13—тяга управления; 14—цилиндр управления закрылками и элеронами; 15—закрылки и элероны; 16—тяга управления рулем направления; 17—качалка руля направления; 18—руль направления; 19—тяга управления рулем высоты; 20—качалка руля высоты; 21—руль высоты; 22—тяга управления механизмом поворота стабилизатора; 23—тяга управления рулевыми винтами; 24—рулевые винты; 25—редуктор и механизм управления рулевыми винтами; 26—механизм поворота стабилизатора (бустер); 27—тяги управления винтами; 28—качалка; 29—качалка и тяга управления винтами; 30—рычаг; 31—механизм поворота крыла; 32—механизм управления предкрылками; 33—предкрылки

Учитывая, что наибольшая статическая сила тяги винта имеет место при $C_T/\sigma = 0,15$, можно силу тяги выразить так:

$$T_{р.в} = 0,15\pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2, \quad (7.11)$$

откуда

$$\omega = \sqrt{\frac{13,3T_{р.в}}{\pi \rho R^4}} \quad (7.12)$$

или, заменив $T_{р.в}$ из (7.7) величиной $1,05 (M_{max}/L)$,

получим

$$\omega = \sqrt{\frac{14M_{max}}{\pi \rho R^4 L}} \quad (7.13)$$

На рис. 7.8 показана схема управления и установка рулевого винта на винтовом СВВП CL-84, которую можно считать типичной. Здесь два двухлопастных винта в соосной комбинации, работающие синхронно. В остановленном положении оси лопастей обоих винтов устанавливаются по направлению потока и винт при этом имеет минимальное вредное сопротивление.

На СВВП иногда вместо обычного рулевого винта применяют высокооборотные винты или вентиляторы малого диаметра, расположенные в отверстиях соответствующего оперения. Они применяются для осуществления управления по тангажу и курсу. Такого типа винты в настоящее время широко применяются в вертолетостроении, они называются «фенистроны».

К достоинствам фенистрона относят малый диаметр многолопастного винта (вентилятора), что позволяет их размещать в небольших отверстиях соответствующих рулевых поверхностей. Расположение винта внутри отверстий позволяет исключить шарнирное закрепление лопастей, упрощая тем самым и без того сложную конструкцию многолопастных винтов и значительно снижая ее массу. С увеличением скорости полета потребность в тяге фенистрона уменьшается и на эволютивной скорости она равна нулю. В это время фенистрон имеет угол установки лопастей $\phi = 0$ рад и его аэродинамическое сопротивление также стремится к нулю, тогда как у обычного рулевого винта на переходных режимах его аэродинамическое сопротивление непрерывно возрастает. При остановленном рулевом винте в конце перехода его сопротивление в 2—3 раза меньше, но все же представляет значительную величину, а с увеличением скорости полета вновь возрастает до величины, в 6—8 раз большей величины сопротивления в конце переходного режима.

На рис. 7.9 показана установка фенистронов на СВВП «Вертол-76». Диаметр фенистрона определяется по формуле

$$D_{\phi} = \frac{(0,75T_{\phi})^{3/2}}{aN_{\phi}},$$

где T_{ϕ} и N_{ϕ} — соответственно сила тяги и поглощаемая фенистроном мощность; $a = 32 \dots 36$.

Нагрузка на ометаемую винтом поверхность, заполнение и число лопастей фенистрона в 2—3 раза больше нагрузки и заполнения рулевого винта. Поэтому мощность, поглощаемая фенистроном, в 1,4—1,7 раза больше мощности, затрачиваемой на рулевой винт при создании силы тяги той же величины. Угловая скорость при этом обычно в 1,5—1,8 раза выше угловой скорости хвостового винта.

4. СИСТЕМЫ КОМБИНИРОВАННОГО УПРАВЛЕНИЯ ВИНТОВОГО СВВП

Наиболее сложная система комбинированного управления для обеспечения управляемости на режиме висения имеет место у винтового СВВП с поворотным крылом. На первых винтовых СВВП с поворотным крылом продольное управление осуществлялось на режимах взлета, посадки, висения и на переходном режиме к горизонтальному полету струйными рулями, а при горизонтальном полете — обычными самолетными органами управления. На более поздних конструкциях винтовых СВВП (например XC-142, CL-84 и др.) были установлены рулевые хвостовые винты с горизонтальной плоскостью вращения. Привод хвостового винта может осуществляться с помощью длинного трансмиссионного вала или турбины, расположенной непосредственно у редуктора хвостового винта, к которой подается сжатый воздух, отбираемый от одной из ступеней компрессора подъемного или маршевого двигателей.

Если крыло винтового СВВП повернуто на 90° , то на взлете и режиме висения элероны крыла, обдуваемые струей от винтов, могут выполнять функции руля направления. Силы, возникающие на элеронах, действуя на сравнительно большое плечо в разные стороны, создают значительный по величине момент вокруг вертикальной оси.

На рис. 7.10 приведен график, показывающий результаты расчетов и экспериментальные данные аэродинамической силы на элеронах, возникающей при обдуве крыла винтом. На графике дано изменение управляющей силы на элероне,

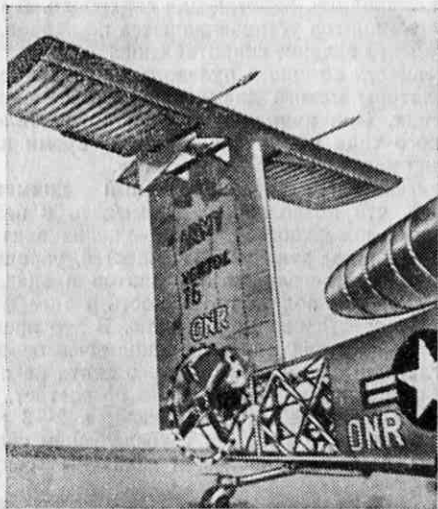


Рис. 7.9. Расположение фенистронов на СВВП «Вертол-76»

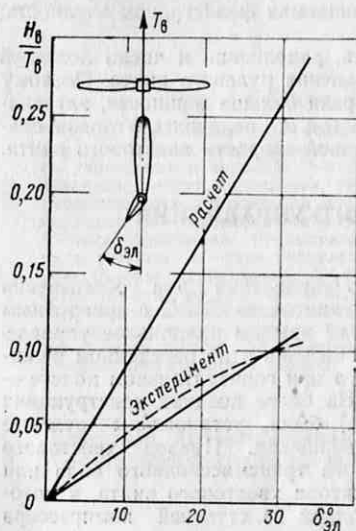


Рис. 7.10. Зависимость относительной величины силы управления по курсу, создаваемой дифференциальным элероном при его отклонении на угол $\delta_{эл}$

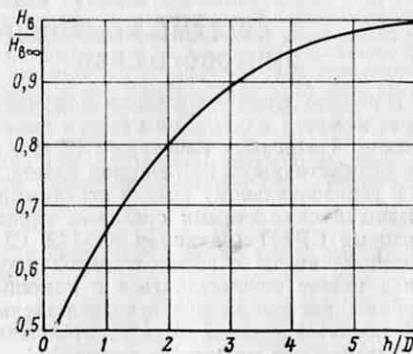


Рис. 7.11. Изменение относительной величины силы управления по курсу из-за влияния близости земли

относительной к силе тяги винта, в зависимости от угла отклонения элерона. Значительное расхождение экспериментальных и расчетных данных, приведенных на рис. 7.10, объясняется не только возможной неточностью расчета, но и влиянием таких факторов, как неравномерность распределения индуктивных скоростей за винтом и вращением спутной струи. При отрыве СВВП от земли или на режиме висения вблизи земли эффективность элеронов, определяемая величиной H_0/H_∞ (H_∞ — продольная сила тяги винта вне влияния земли), снижается. Как видно из графика, приведенного на рис. 7.11, влияние относительного расстояния до земли на работу элерона, используемого как руль направления, практически прекращается при $h/D > 5$.

Поперечная управляемость винтового СВВП на вертикальных режимах полета обеспечивается дифференциальным изменением общего шага винтов. Увеличивая общий шаг винта с одной стороны и уменьшая с противоположной стороны фюзеляжа, можно получить момент относительной продольной оси для обеспечения поперечной управляемости на этих режимах полета. Так как на режиме висения угол установки лопастей винтов $\varphi_{0,75} = 0,17 \dots 0,21$ рад, а кривую $(dC_T/d\varphi)$ на этом участке можно считать прямой (см. рис. 7.10), то, очевидно, увеличение общего шага винтов на $\pi/180$ рад будет вызывать прирост силы тяги ΔT приблизительно на 10%. Следовательно, использование дифференциального изменения общего шага винтов является мощным средством управления по крену.

Продольную управляемость для винтовых СВВП на режиме нулевых и малых скоростей можно обеспечивать с помощью рулевого, горизонтально расположенного винта, что и осуществлено на ряде винтовых СВВП. При наклоне системы винт — крыло на угол $\chi < 1,57$ рад и отклоненных на некоторый угол элеронах крыла, обдуваемых струей винта и набегающим потоком, подъемная сила крыла ΔR изменяется по величине и направлению (рис. 7.12). При изменении общего шага винта изменяется сила его тяги на величину $\pm \Delta T$. Для осуществления поворота СВВП вокруг горизонтальной оси z необходимо, как это видно из рисунка, выполнение следующего условия: $|\Delta T_y| = |\Delta Y|$. Иными словами, в системе управления должны быть такие кинематические связи, которые обеспечивали бы на всех углах χ отсутствие вертикальных составляющих от тяги винта и подъемной силы крыла. Необходимые для путевого управления СВВП изменения шага винта и соответствующие им отклонения элерона могут быть подсчитаны или получены на основании данных продувки модели в аэродинамической трубе. Момент управления по курсу, создаваемый с помощью такой системы для двухвинтового СВВП, может быть определен по формуле

$$M_y = \Delta T_x (D_b + b_\phi + 2c) \Delta X l_1,$$

где D_b — диаметр винта; b_ϕ — ширина фюзеляжа; c — зазор между концом лопасти винта и фюзеляжем; l_1 — расстояние между центрами давления правого и левого элеронов.

Управляемость относительно продольной оси может осуществляться также с помощью дифференциального изменения общего шага винтов и отклонения элеронов. Условием независимости управления в этом случае будет $|\Delta T_x| = |\Delta X|$, а момент относительно оси x — $M_x = \Delta T_y (D_b + b_\phi + 2c) + \Delta Y l_1$.

Необходимая дифференциация работы органов управления может быть достигнута при включении в схему управления дифференциальных качалок (рис. 7.13), позволяющих изменять эффективность действия органа управления по определенному закону в зависимости от угла поворота качалки. Так, при угле поворота качалки $\chi = 0$ рад коэффициент эффективности равен единице, а при повороте на угол 90° коэффициент эффективности равен нулю. При угле поворота качалки $\chi = 1,57$ рад (сплошные линии) тяга, идущая от рычага управления, перемещает тягу B вдоль ее оси и через качалку A приводит в действие тягу, идущую к органу управления. Поворот качалки A на угол $\chi = 1,57$ рад (пунктирные линии) приводит к тому, что перемещение тяги, идущей от рычагов управления, не вызывает перемещения тяги B , а только поворачивает ее относительно кардан B . Следовательно, тяга, идущая к органу управления, остается неподвижной, и коэффициент эффективности в данном случае будет равен нулю.

Закон изменения угла поворота качалки при повороте крыла может быть любым, а следовательно, и коэффициент эффективности можно получить в соответствии с требованиями расчета. Привод для качалки осуществляется или не-

посредственно от механизма поворота крыла или от специального программного механизма, изменяющего угол поворота качалки по закону, отличному от закона изменения угла поворота крыла. Комбинация из нескольких дифференциальных качалок, установленных в системе управления элеронами и общим шагом винта, позволит получить соотношения сил и моментов, необходимых для управления по курсу и крену винтового СВВП.

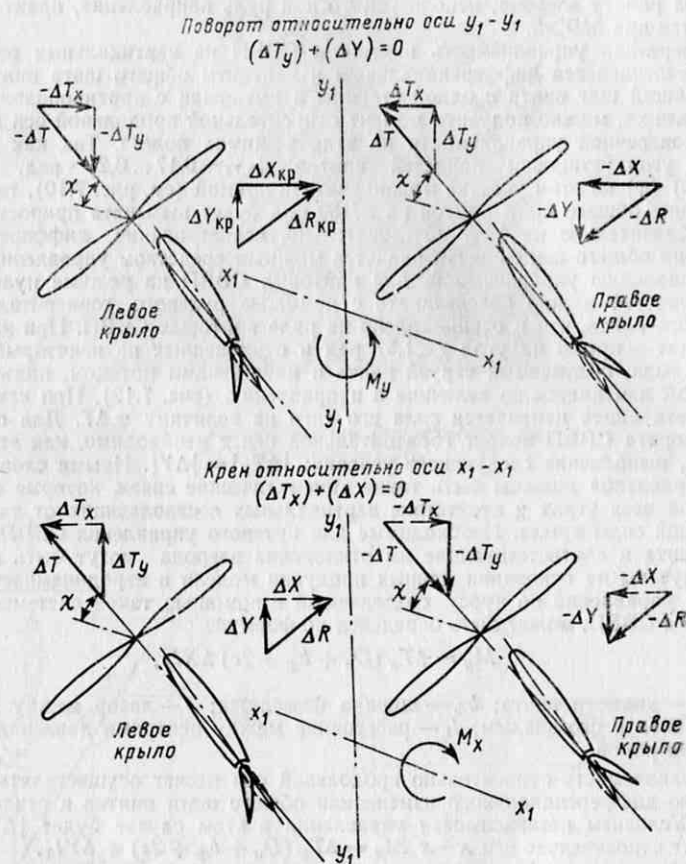


Рис. 7.12. Схема действия управляющих сил винтового СВВП на переходных режимах полета

Табл. 4. поясняет перераспределение функций органов управления винтового СВВП ХС-142 на режимах висения, перехода и полета на крейсерской скорости.

Как видно из табл. 4, наиболее сложные комбинации способов управления имеют место на режиме перехода. Так, например, поперечное управление на этом режиме осуществляется с помощью элеронов и дифференциальным изменением общего шага винтов; путевое управление осуществляется с помощью элеронов, руля направления и дифференциальным изменением общего шага винтов, а продольное управление осуществляется с помощью горизонтального оперения и хвостового винта. Такая система управления требует еще и перераспределения мощности двигателей. На рис. 7.14 приведена схема взаимосвязей между органами управления двигателями и органами управления винтового СВВП.

Таблица 4

Схема перераспределения функций органов управления винтового СВВП

Управление	Рычаг управления	Режимы полета и применяемые органы управления		
		режимы висения, вертикального взлета и посадки	переходный режим	крейсерский режим
Поперечное	Ручка поперечного управления	Дифференциальное изменение общего шага	Элероны и дифференциальное изменение общего шага	Элероны
Путевое	Педали	Элероны	Элероны, руль направления и дифференциальное изменение общего шага	Руль направления
Продольное	Ручка продольного управления	Хвостовой винт	Горизонтальное оперение и хвостовой винт	Горизонтальное оперение

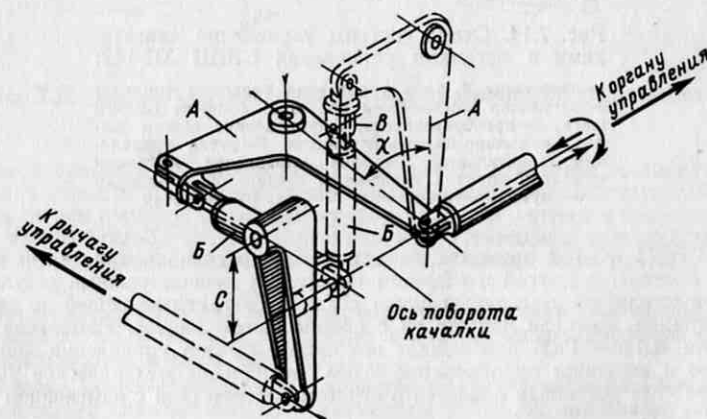


Рис. 7.13. Схема работы дифференциальной качалки управления

Управление относительно поперечной оси на режиме висения осуществляется поперечным движением ручки пилота, что приводит в данной системе к дифференциальному изменению общего шага винтов. На одной стороне углы установки лопастей увеличиваются, а на противоположной — уменьшаются. При этом через поперечный вал трансмиссии передается мощность до 625 кВт без дросселирования двигателей. Управление относительно вертикальной оси на режиме висения и при полетах на малых скоростях не требует никакого перераспределения мощности в трансмиссии, так как это управление осуществляется с помощью элеронов. Продольное управление на режиме висения осуществляется хвостовым вин-

том. При нулевой тяге хвостового винта затраты мощности на его вращение незначительны. Для создания положительного или отрицательного момента вокруг поперечной оси используется сравнительно большая мощность на валу хвостового винта, достигающая у этого СВВП 700 кВт. СВВП ХС-142 сконструирован так, что эта мощность в виде тяги хвостового винта также участвует в создании подъемной силы на режиме висения и при вертикальном взлете.

Тягу, создаваемую хвостовым винтом, пилот регулирует с помощью основной ручки управления.

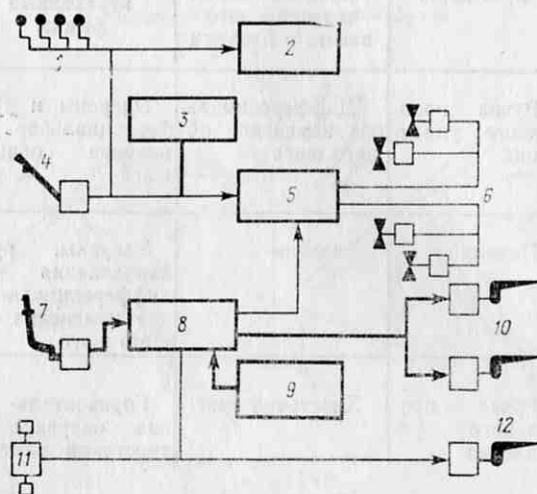


Рис. 7.14. Схема системы управления двигателями и органами управления СВВП ХС-142:

1—дроссели; 2—блок управления расходом топлива; 3—регулятор постоянства оборотов; 4—ручка общего шага; 5—преобразователь; 6—управление общим шагом подъемно-маршевых винтов; 7—ручка управления; 8—интегратор; 9—блок управления наклоном крыла; 10—привод управления элеронами; 11—педаль путевого управления; 12—руль направления

На СВВП ХС-142 применяются два метода регулирования тяги: один для режима висения, а другой в обычном полете. На первом режиме регулирование тяги осуществляется с помощью ручки «Шаг — Газ», связывающей по определенной программе дроссели двигателей с общим шагом винтов. Изменение положения ручки «Шаг — Газ» перемещает все четыре рычага управления двигателями совместно и вызывает одновременно через специальное механическое устройство изменение угла установки лопастей в строгом соответствии с изменением мощности двигателей.

Типовая схема комбинированного управления двухвинтовым СВВП с поворачивающимся крылом представлена на рис. 7.8. Здесь показана компоновочная схема управления СВВП Канадер CL-84 с положением крыла, соответствующим горизонтальному полету. В кабине пилота расположены рычаги управления самолетного типа и механизмы управления бустерами, поворотом крыла, двигателями и др. Управление стабилизатором осуществляется с помощью силового цилиндра, связанного с системой поворота крыла так, что каждому углу поворота крыла соответствует определенное положение стабилизатора. Исполнительные механизмы управления общим и дифференциальным шагом винтов расположены непосредственно возле винтов, а колонка управления находится над силовой установкой в крыле. Суммирующие программные устройства расположены в верхней части фюзеляжа, в районе задней кромки крыла, и связаны с тягами управления при помощи дифференциальных качалок. Управление рулевым винтом осу-

ществляется суммирующим программным устройством, усилия от которого передаются к механизму поворота посредством жесткой тяги.

Для продольной управляемости винтового СВВП на режиме висения также можно использовать тягу подъемно-маршевых винтов, для чего применяют так называемое моноциклическое управление лопастями. Сущность его заключается в том, что наклон автомата перекоса (или заменяющего его устройства) осуществляется для жесткого или полужесткого крепления лопастей к втулке только

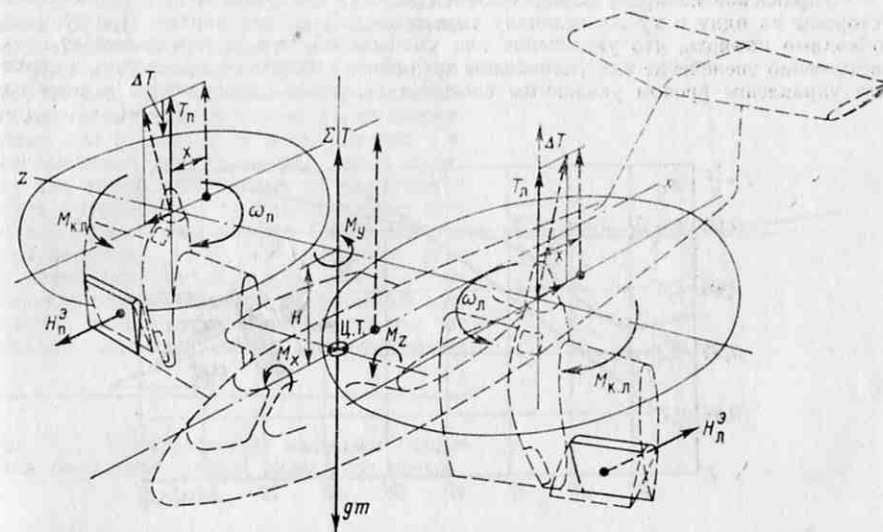


Рис. 7.15. Схема сил при наличии моноциклического управления

в продольном направлении. Это вызывает циклическое изменение по азимуту силы тяги каждой лопасти и смещение точки приложения равнодействующей силы тяги винта от оси в сторону, противоположную наклону автомата перекоса с учетом угла опережения δ_r . Величина относительного смещения равнодействующей силы тяги по данным, приведенным в работе [20], может быть довольно значительной.

Следует заметить, что при моноциклическом управлении обычно применяют жесткую заделку лопастей, что и приводит к значительным вибрациям с частотой, кратной оборотам и числу лопастей.

Применение полужестких заделок лопастей подъемно-маршевых винтов (см. гл. 9) значительно снижает величину амплитуды вибраций, вызываемых винтом, а малое время переходного режима (10—15 с) позволяет использовать моноциклическое управление для винтовых СВВП. При этом не требуется для продольного управления дополнительных органов управления — рулевых винтов, фиништров, сопел струйного управления и др., что упрощает конструкцию трансмиссии, снижает расход мощности на управление и уменьшает массу системы управления. При шарнирном креплении лопастей с пересекающимися шарнирами и при отсутствии упругости в заделке лопастей амплитуда колебаний от моноциклического управления, очевидно, равна нулю, но при этом имеет место минимальный момент управления. С увеличением жесткости закрепления лопастей момент и амплитуда, естественно, возрастают.

На рис. 7.15 показана схема сил и моментов у двухвинтового СВВП с моноциклическим продольным управлением на режиме висения и начала переходного режима. Управление по курсу осуществляется в основном с помощью элеронов и

наклона сил тяги винтов в противоположные стороны. При этом величина управляющего момента

$$M_y = (H_a^a + H_n^a) \frac{l - l_a}{2} + (H_a^b + H_n^b) \frac{D + 2c + b_{cp}}{2}.$$

Величина H^a зависит от тяги винта и ее относительные значения представлены на рис. 7.10.

Управление по крену осуществляется за счет изменения в противоположные стороны на одну и ту же величину тяги правого и левого винтов. При этом необходимо помнить, что увеличение или уменьшение тяги винтов вызывает соответственно увеличение или уменьшение крутящего момента на оси винтов, а поэтому управление креном указанным способом вызывает одновременно момент от

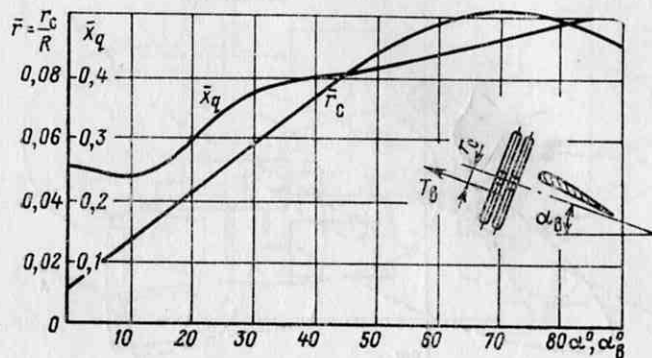


Рис. 7.16. Перемещение центра давления аэродинамической силы x_q , одного из профилей крыла по углу атаки α и эксцентриситета равнодействующей тяги винта r_c в зависимости от угла атаки α_a

носительно оси $y-y$. Пилот должен его парировать педалями ножного управления. Величина этого побочного момента может быть определена из соотношения

$$\frac{M'_y}{M_x} = \frac{m_k q / 2 \pi R^2 (\omega R)^2 R}{C_T q / 2 \pi R^2 (R + c + \frac{b_{cp}}{2}) \omega R^2} \quad \text{или} \quad M'_y = M_x \frac{m_k}{C_T} \frac{1}{1 + c/R + b_{cp}/2R},$$

следовательно, чем меньше величина m_k/C_T и чем больше величина $(1 + c/R + b_{cp}/2R)$, тем меньше M'_y . У винтов на режиме висения $m_k/C_T \approx 0,1$, а величина $\frac{1}{1 + c/R + b_{cp}/2R}$ для СВВП с тяжело нагруженными винтами $\sim 0,86$, со средненагруженными $\sim 0,8$ и легко нагруженными $\sim 0,75$.

Продольное моноциклическое управление осуществляется с помощью подъемно-маршевых винтов, тяга которых смещается вперед или назад с помощью автомата перекаса, действующего только в одном направлении (продольном). Наличие упруго-закрепленных лопастей позволяет силу тяги винта перемещать вдоль радиуса на довольно большие расстояния (см. рис. 7.15), зависящие от величины «жесткости» заделок лопастей и угла наклона автомата перекаса. Но при поступательном движении СВВП с поворотным крылом за счет перепада давлений на верхнем и нижнем полудиске появляется момент на кабрирование, который может быть выражен так же, как тяга винта на величину ее смещения. Такой график представлен на рис. 7.16. Следовательно, располагаемый момент

M_{z_p} в общем виде можно записать так: на режиме висения $M_{z_p} = \sum T(x+c)$; на режиме перехода $M_{z_p} = \sum T(x+c-r_c)$, x — перемещение силы тяги винта вдоль оси $x-x$; r_c — смещение силы тяги при кривой обдувке; c — расстояние между направлением силы тяги винта и ц. т. СВВП, которое зависит от угла наклона равнодействующей и положения ц. т. относительно плоскости вращения винта (рис. 7.17); $c = h \tan \gamma$ (h — расстояние от ц. т. СВВП до плоскости вращения). На режиме висения $\sum T = m$.

Управляющие моменты должны создавать не только потребные угловые ускорения СВВП, но и парировать различного рода внешние возмущающие моменты.

Для двухвинтового СВВП, изображенного на рис. 7.15, основными определяющими моментами являются моменты от инерционных сил и момент от порыва ветра. Гирокосический момент винтов равен нулю, так как винты, одинаковые по размерам и массе, вращаются в противоположные стороны. Будем считать, что СВВП хорошо сбалансирован, тогда эксцентриситет между силой тяги винтов и ц. т. СВВП отсутствует, а следовательно, и создаваемый ими момент также отсутствует. Моменты от влияния близости земли, демпфирующие

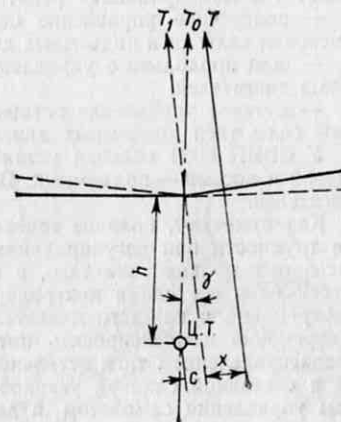


Рис. 7.17. К определению величины смещения равнодействующей силы тяги винтов

моменты от аэродинамических сил, и моменты от массы газов двигателей невелики и ими в первом приближении можно пренебречь.

Тогда располагаемый момент управления $M_{z_p} = m(x+c)$ должен быть равен двум основным потребным моментам:

$$M_{z_p} = M_{j_z} + M_{п.в.}, \quad \text{где } M_{j_z} \text{ — момент от инерционных сил } M_{j_z} = I_{z0} \epsilon_z + \sum m_a r_x^2 \epsilon_z; \\ \text{а } M_{п.в.} \text{ — момент от порывов ветра. } M_{п.в.} = c_{y \max} q S_{ct} l_{ct}. \quad \text{Таким образом,} \\ \text{можно написать } m(x+c) = I_{z0} \epsilon_z + \sum m_a r_x^2 \epsilon_z + c_{y \max} q S_{ct} l_{ct}, \quad \text{откуда потребное смещение равнодействующей силы тяги } x+c = \frac{\epsilon_z}{m} \left(I_{z0} + \sum m r_x^2 + \right. \\ \left. + \frac{c_{y \max}}{m} q S_{ct} l_{ct} \right),$$

здесь I_{z0} — момент инерции планера СВВП определяется по графику на рис. 4.5; ϵ_z — угловое ускорение относительно оси $z-z$, определяется по графику на рис. 4.8; m_a — масса агрегатов СУ, трансмиссии, полезного груза и др., удаленных от ц. т. СВВП; r_x — расстояние от ц. т. агрегата до ц. т. СВВП; $c_{y \max}$ — максимальный коэффициент подъемной силы оперения; q — скоростной напор порыва ветра, согласно нормам ≈ 7 ; l_{ct} — расстояние от ц. т. СВВП до ц. д. оперения, в предварительных расчетах можно принимать $l_{ct} \approx 0,5 l_\phi$, l_ϕ можно определять по графику на рис. 4.6; S_{ct} — площадь горизонтального оперения.

Расчеты, выполненные для легкого гипотетического СВВП с взлетной массой 4,8 т, показали, что максимально потребная величина $(x+c)$ составляет 340 мм или при радиусе винта 2400 мм $r \approx 0,14$.

На режиме перехода потребные моменты управления мало отличаются от потребных моментов на режиме висения, так как моменты от инерционных сил не зависят от скорости полета, а уменьшение момента от снижения тяги винтов и перепада давлений на верхнем и нижнем полудисках компенсируется ростом эффективности оперения.

5. КОМБИНИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ РЕАКТИВНОГО СВВП

При комбинированной системе управления реактивным СВВП на вертикальных режимах полета и при полете с малыми скоростями используется сила тяги подъемных двигателей, маршевых двигателей и СР. Такая схема управления осуществлена на военно-транспортном СВВП фирмы Дорнье Do-31 (рис. 7.18).

На основании исследований, проведенных на специальном стенде, установлено, что для СВВП, имеющего подъемные двигатели в специальных гондолах, подвешенных под крылом, и, в частности, для СВВП D-31, наиболее приемлемой является комбинированная реактивная система управления, при которой:

- поперечное управление осуществляется с помощью дифференциального изменения силы тяги подъемных двигателей;

- для продольного управления используется СР с отбором воздуха от маршевых двигателей;

- путевое управление осуществляется отклонением в противоположные стороны силы тяги подъемных двигателей с помощью специальных насадок.

У СВВП D-31 силовая установка состоит из двух подъемно-маршевых двигателей и восьми — подъемных. Вертикальную тягу на взлете создают все десять двигателей.

Как отмечают, наличие такого большого числа двигателей вызывает некоторые трудности при регулировании ее на самолете из-за возможности их рассогласования по величине тяги, а следовательно, и моментам крена и тангажа. Летчик не в состоянии контролировать и регулировать работу всех двигателей одновременно и каждого двигателя в отдельности, а при отказе одного из них своевременно компенсировать потерю тяги и кренящий момент форсажом или перераспределением тяги остальных двигателей. Поэтому СВВП с комбинированной и составной силовой установкой требуют специальной автоматической системы управления самолетом и двигателями. На рис. 7.19,а показана система автоматического управления силовой установкой СВВП D-31, включающая авто-стабилизатор, вычислитель сил и моментов, групповые компенсаторы тяги, систему переключения и приводы, а на рис. 7.19,б показана схема управления этим СВВП с применением групповых компенсаторов тяги подъемных двигателей, применяемых на этом СВВП.

Компенсатор состоит из следящих механизмов и приводов. Устанавливается непосредственно у каждой группы регулируемых двигателей.

При изменении режима работы двигателя меняется и давление газов в его сопле, которые с помощью трубопроводов подаются в компенсатор тяги, автоматически изменяющий режим работы двигателей, в группу которых входит данный двигатель. В случае отказа одного из двигателей система автоматически выключает симметричный, противоположно расположенный двигатель. Это значительно облегчает работу летчика и выделяет резерв времени для соответствующего управления самолетом с помощью ручного управления.

В системы управления СВВП обычно включают элементы автоматической стабилизации. Включение их может осуществляться по параллельной и последовательной схемам. При последовательной схеме элементы стабилизации крепятся непосредственно к тяге управления с помощью муфты сцепления и участвуют в управлении совместно с летчиком (рис. 7.20,а, б). В случае выхода из строя такого механизма летчик должен немедленно его отключить, на что потребуется некоторое время. В этом основной недостаток таких систем. При параллельном включении механизмов стабилизации с помощью качалки достигается независимость действий летчика и механизма стабилизации (см. рис. 7.20,в), причем последний не только помогает летчику, но и является корректором допущенных им ошибок. При выходе из строя механизма стабилизации, включенного по параллельной схеме, не требуется его выключать и управление СВВП переходит непосредственно к летчику. На рис. 7.21 представлены диаграммы, полученные при испытании на стенде управления СВВП Do-31, которые дают представление о величине отклонения ручки управления, сервомотора и стенда (имитирующего СВВП) при выключенном и включенном устройстве стабилизации. График показывает, что при внезапном порыве ветра летчику очень трудно вернуть СВВП в исходное положение, тогда как при включенной автостабилизации возвращает СВВП в исходное положение без вмешательства летчика.

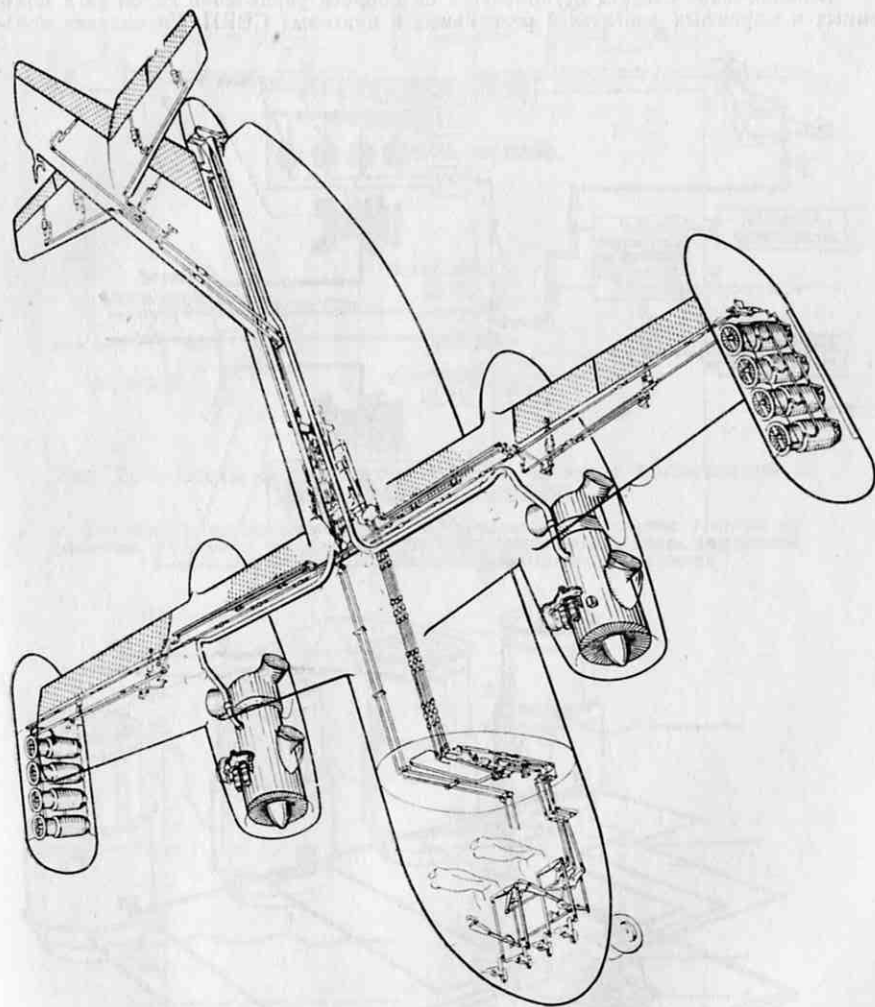


Рис. 7.18. Система управления СВВП Do-31

При параллельном включении элемента стабилизации усилия от него передаются на ручку летчика, что, естественно, вызывает непривычные ощущения и затрудняет управление СБВП.

Отмечают, что наилучшим решением является параллельное включение элемента стабилизации в необратимую бустерную систему управления. В этом случае летчик не ощущает усилий от элемента стабилизации, а необходимый градиент усилий при отклонении ручки управления получает от грузочного механизма (см. рис. 7.1).

В заключение следует остановиться на вопросе управления силой тяги подъемных и маршевых двигателей реактивных и винтовых СБВП. Управление подь-

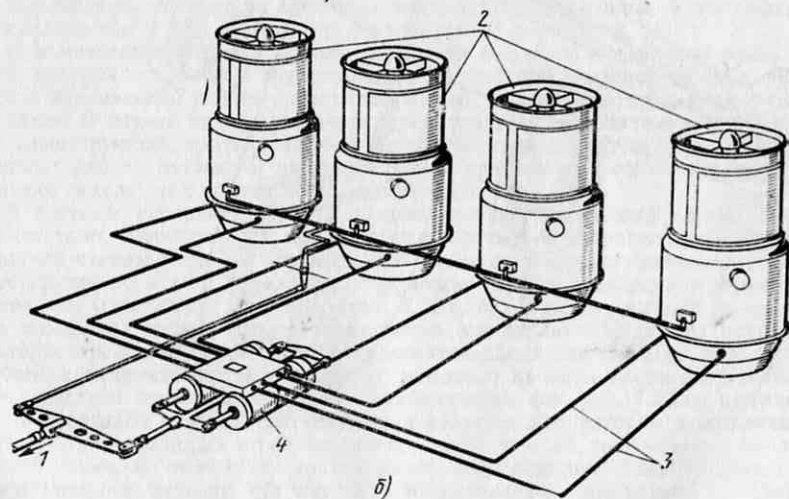
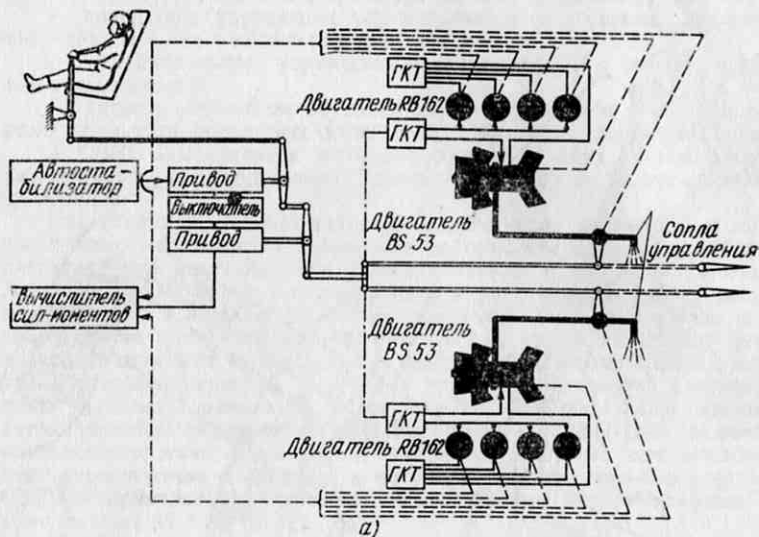


Рис. 7.19. Схема автоматического вспомогательного управления с использованием групповых компенсаторов тяги подъемных и подъемно-маршевых двигателей:

1—к органам управления летчика; 2—двигатели для создания подъемной силы; 3—тяга управления дросселем; 4—групповой компенсатор тяги

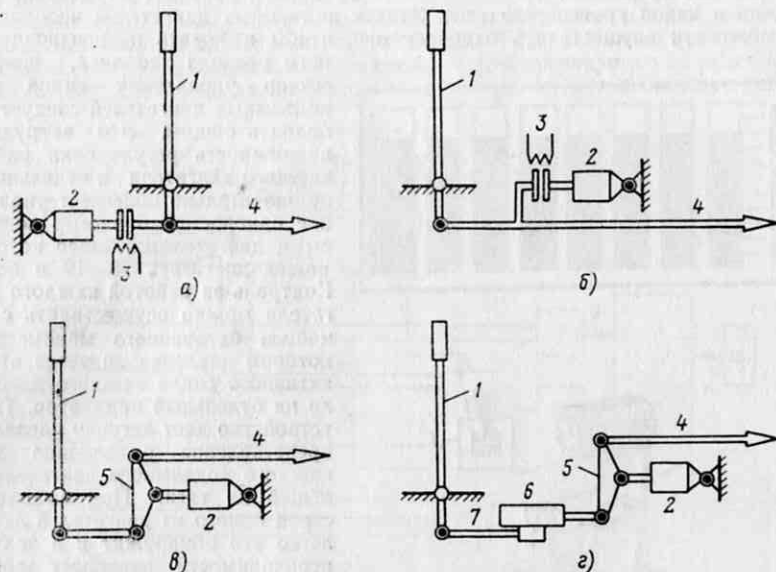


Рис. 7.20. Схемы возможного включения элемента стабилизации в систему управления СБВП:

а, б—последовательное включение; в, г—параллельное включение; 1—ручка управления; 2—элемент стабилизации; 3—муфта включения; 4—тяга управления; 5—качалка; 6—бустер; 7—тяга управления золотников бустера

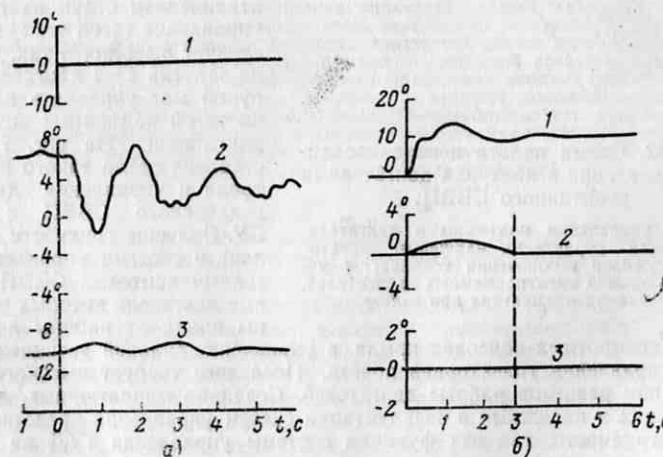


Рис. 7.21. Диаграмма углов отклонения ручки летчика, сервомотора и стенда, полученные при испытании на специальном (летающем) стенде для системы управления СБВП Do-31:

а—элемент стабилизации не включен; б—элемент стабилизации включен; 1—угол отклонения, создаваемый сервомотором; 2—угол отклонения ручки летчика; 3—угол отклонения стенда

емными двигателями и контроль за работой при большом их количестве представляет серьезные трудности. Требуется знать не только, работает ли данный двигатель, но и каков уровень его тяги. Запуск подъемных двигателей необходимо по возможности осуществлять одновременно, чтобы избежать непроизводительного расхода топлива, поэтому сектор управления силой тяги подъемных двигателей следует выполнять общим. Это затрудняет возможность регулировки работы каждого двигателя в отдельности, но значительно облегчает управление одновременно всеми подъемными двигателями, число которых может достигать 8—12 и более. Контроль за работой каждого двигателя можно осуществлять с помощью батарейного манометра в котором давление подается от реактивного сопла каждого двигателя на отдельный индикатор. Такое устройство дает летчику наглядное представление о величине тяги каждого подъемного двигателя и общей их тяги. При выходе из строя одного из двигателей летчик легко это обнаружит и в случае необходимости перекроет доступ топлива в двигатель стоп-краном, тумблер которого расположен непосредственно под манометром двигателя.

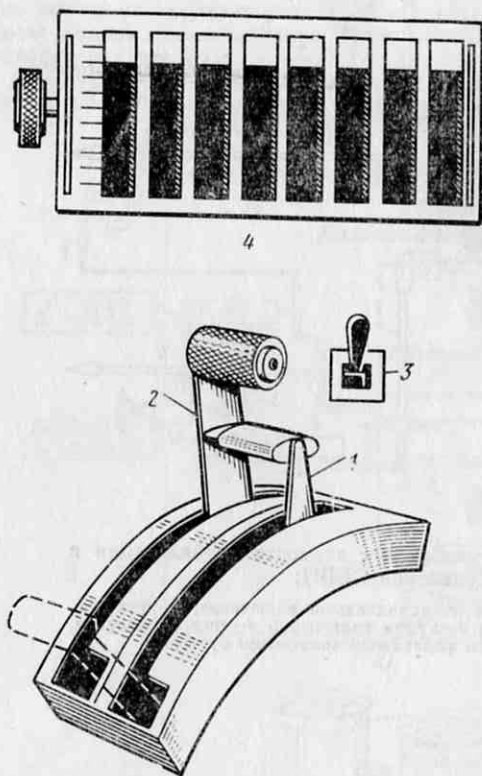


Рис. 7.22. Схема пульта централизованного управления и контроля двигателями реактивного СВВП:

1—ручка управления подъемными двигателями; 2—ручка управления маршевым двигателем; 3—тумблер выключения топлива; 4—индикаторы уровня тяги подъемных двигателей, показывающие показания индикатора при взлете

частую на поворотных консолях крыла, а управление силовой установкой входит в контур управления траекторией полета. Последнее требует высокого качества регулирования режимов работы двигателей. Создание миниатюрных, легких, недорогих и надежных в эксплуатации систем управления представляет значительные трудности, так как функции системы управления ГТД на СВВП по сравнению с подобными на обычных самолетах и вертолетах более сложны из-за требований высокой приемистости и большой точности их регулирования.

Применяющиеся в настоящее время системы механического, гидравлического, электрического, гидромеханического и гидроэлектрического управления требуют при их создании учета указанных выше требований. Необходимо также учитывать вибрации и высокие температурные режимы работы ГТД, сложность связи ГТД и его регуляторов с конструкцией СВВП, деформацию СВВП во время полета в «неспокойном воздухе» и др. Поэтому важным значением при выборе

конструктивного выполнения системы управления ГТД на СВВП является выбор места монтажа аппаратуры управления на ГТД или на конструкции СВВП.

Считают наиболее приемлемой для СВВП являются системы гидравлического, гидроэлектрического и электрического управления ГТД. Первые, несмотря на малую стоимость и довольно широкое применение для регулировки на обычных самолетах и вертолетах, обладают рядом недостатков — у них небольшая гибкость

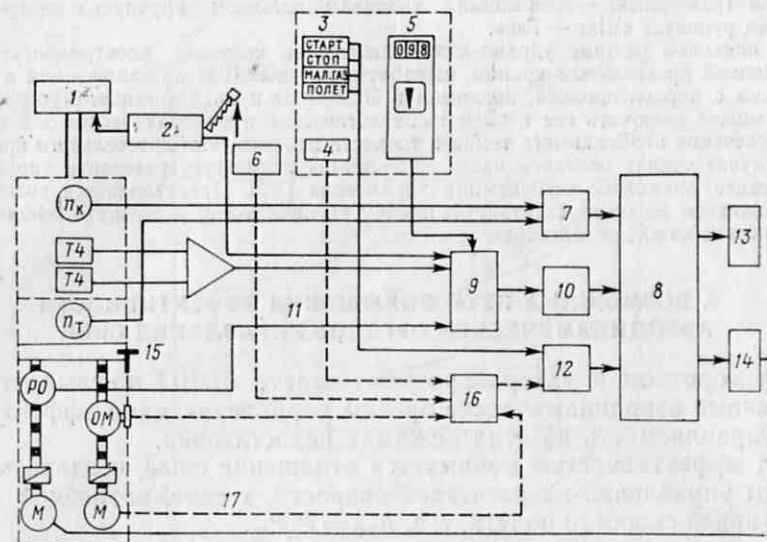


Рис. 7.23. Структурная схема цифровой системы управления ГТД:

1—подъемно-маршевый винт; 2—система управления общим шагом винта; 3—кнопки «Старт» и др.; 4—переключатель перехода на резервное управление; 5—датчик оборотов винта; 6—кнопки управления общим шагом винта; 7—преобразователь частоты импульсов в код; 8—цифровой прецессор и запоминающее устройство; 9—мультипликатор аналоговых входных сигналов; 10—преобразователь «аналог-код»; 11—сигнал о текущем положении дроссельного крана; 12—логический интерфейс; 13—преобразователь «код-аналог»; 14—преобразователь кода в последовательность импульсов; 15—дроссельный кран топливной системы ГТД; 16—блок резервного управления; 17—сигналы управления шаговыми двигателями

применения, что затрудняет процесс модернизации конструкции ГТД, кроме того, они трудоемки в ремонте и техническом обслуживании. Поэтому, как считают зарубежные специалисты, наметилась тенденция перехода к смешанным системам, в которых электронные устройства выполняют функции вычисления и управления, а гидромеханические элементы выполняют роль манипуляторов с потоками топлива. Применение в таких системах ЭЦВМ позволяет усовершенствовать алгоритм регулирования посредством перехода к принципам адаптивного управления, обеспечивающего большую устойчивость, и повышает качество переходных процессов в ГТД.

Впервые электрическая система управления (ЭСУ) была осуществлена на ГТД «Гном» в конце 50-х годов на магнитных усилителях по одноканальной схеме и широко применялась как на вертолетах, так и на отдельных СВВП. Основным недостатком такой системы — сравнительно большая масса и габариты.

Применение электронных устройств улучшает многие характеристики ЭСУ. Но это связано со значительным увеличением стоимости системы управления ГТД. Применение же цифровых вычислительных устройств вместо аналоговых еще больше усложнит и увеличит стоимость системы управления ГТД, что может быть доступным только для тяжелых по взлетной массе СВВП.

Отмечают, что пока еще нет экономически приемлемых цифровых ЭСУ, но использование твердотельных элементов для этих систем, очевидно, позволит создать недорогостоящие и простые цифровые ЭСУ для небольших ГТД.

На рис. 7.23 представлена одна из возможных схем цифровых методов управления в ЭСУ ГТД, основанная на использовании небольшой ЭЦВМ с устройством оперативной памяти. Исполнительным приводом дроссельного крана являются два шаговых электродвигателя, один из которых служит для команд от ЭЦВМ, а другой (резервный) — для команд, вводимых летчиком вручную с помощью кнопок на рукоятке «Шаг — Газ».

На основном режиме управления сигналы на шаговый электродвигатель, управляющий дроссельным краном, вырабатываются ЭЦВМ по заложенной в нее программе с корректировкой, вводимой в ЭЦВМ от пульта летчика. Программа ЭЦВМ может включать все необходимые логические и математические действия для обеспечения необходимого темпа и точности перемещения дроссельного крана.

В случае отказа основной части ЭСУ летчик использует резервное управление, с менее сложными алгоритмами управления ГТД. Представляется возможность нажатием на соответствующую кнопку увеличить или уменьшить мощность ГТД отдельно каждого двигателя.

6. ВОЗМОЖНЫЕ ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ СВВП

При коротком и ультракоротком взлете СВВП по-самолетному обычные аэродинамические органы управления мало эффективны и управляемость на этих режимах недостаточна.

Под эффективностью понимается отношение силы, создаваемой органом управления на расчетной скорости, к силе, потребной на эволютивной скорости полета, т. е. $K_{эф} = P/P_{эв}$.

Повысить эффективность органов управления без включения дополнительных устройств можно, расположив их так, чтобы они находились в области обдувки потоком от винтов. Это достигается соответствующей компоновкой силовой установки винтового СВВП. Для СВВП четырехвинтовых с высокой удельной нагрузкой внешне-расположенные винты размещают на уровне элеронов, а внутренние обычно находятся вблизи фюзеляжа и горизонтальное оперение частично находится в потоке от винтов. Вертикальное оперение у СВВП, к сожалению, не попадает в поток от винтов и его площадь приходится делать значительно большей по сравнению с площадью вертикального оперения обычных самолетов.

Кроме того, повышения эффективности органов управления можно достигнуть, применяя сдвиг пограничного слоя с их поверхности. Это менее эффективно по сравнению с первым. Но сочетание этих двух способов повышения эффективности позволяет полностью обеспечить управляемость СВВП, СКВП и СУВП при их взлете и посадке с разбегом.

Для двухвинтовых СВВП, имеющих малую удельную нагрузку на ометаемую винтом поверхность, взлетающих с разбегом по-вертолетному, повышения эффективности аэродинамических органов управления не требуется, так как вертолетные органы управления на малых скоростях обеспечивают необходимую эффективность управления.

Учитывая конкретную компоновку СВВП и пользуясь формулой (10.1), а также рис. 10.14, 10.15 из работы [20], можно определить

среднюю скорость обдувки элерона по формуле

$$V = V_0 + 2,1 \tilde{v}_1 \sqrt{p/\Delta}.$$

На рис. 7.24,а показана зависимость коэффициента эффективности полностью обдуваемого элерона от величины относительной скорости полета для трех значений удельной нагрузки на винт.

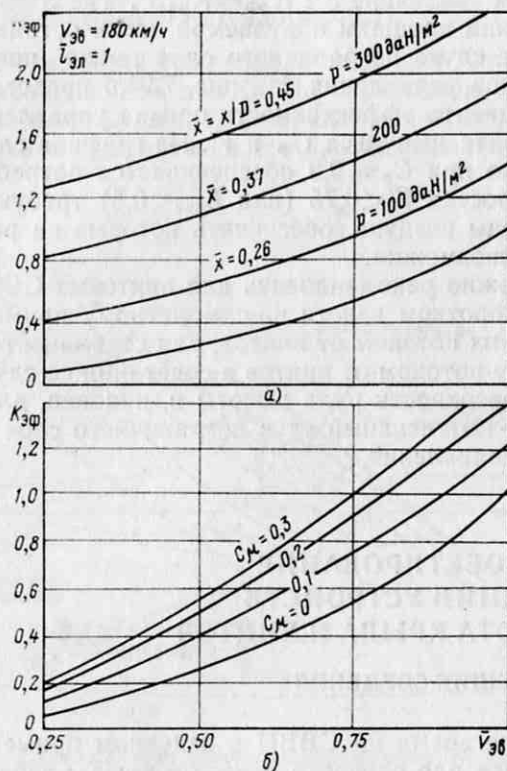


Рис. 7.24. Зависимость коэффициента эффективности аэродинамических органов управления от относительной величины скорости полета:

а — для винтового СВВП при изменении нагрузки на винт; б — для реактивного СВВП при изменении коэффициента импульса (указанные значения C_m соответствуют относительной эволютивной скорости $\tilde{V}_{эв} = 1$)

Согласно графику при скорости полета $\tilde{V}' = 0,5$ (что соответствует ультракороткому взлету $\tilde{L}_{разб} = 0,25$) элероны имеют коэффициент эффективности 25%. В случае обдувки их потоком от винта, имеющего удельную нагрузку $P = 100 \text{ daH/m}^2$. Эффективность элеронов возрастает и достигает 65% значений потребной эффективности. Использование в этом случае воздушных винтов с удельной нагруз-

кой 170—180 даН/м² полностью обеспечивает поперечную управляемость даже при ультракоротком взлете. Наличие удельной нагрузки $P=300$ даН/м² позволяет иметь поперечную управляемость при точечном взлете (без разбега).

При неполноте обдуваемых аэродинамических органах управления коэффициент их эффективности $K'_{эф}$ можно принимать пропорциональным величине \bar{S}' : $K'_{эф} = K_{эф} \bar{S}'$, где $\bar{S}' = S'/S$ — относительная величина площади обдуваемой части органа.

Применение сдува пограничного слоя также повышает эффективность органов управления. На рис. 7.24,б представлена зависимость коэффициента эффективности органа управления от величины коэффициента импульса C_p и \bar{V}' . Из графика следует, что для $\bar{V}'=0,75$ только при $C_p=0,3$ обеспечивается необходимая управляемость. На скоростях $\bar{V}' < 0,75$ (или $L_{раз} < 0,5$) требуются настолько большие расходы воздуха, обеспечить которые на режиме взлета практически невозможно.

Поэтому можно рекомендовать для винтовых СВВП при коротком и ультракоротком взлете по-самолетному применять для элеронов обдувку их потоком от винтов, для стабилизатора и руля высоты — обдувку потоком от винтов в сочетании со сдувом пограничного слоя с поверхности руля высоты и, наконец, для киля и руля направления — интенсивный сдув пограничного слоя с поверхности киля и руля направления.

Глава 8 ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИИ УСТРОЙСТВ ДЛЯ ПОВОРОТА КРЫЛА И ВИНТОВ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В настоящее время на СВВП в основном применяются четыре типа механизмов для поворота винтов и крыла: зубчатые передачи с применением редукторов волнового типа, с использованием винтовых, шариковых, гидравлических и гидромеханических домкратов.

Проектирование, конструкция и расчет их имеет свои трудности, специфику; к ним предъявляются требования, связанные с условиями их эксплуатации на СВВП.

Наиболее сложными, с точки зрения расчета, являются зубчатые механизмы поворота с применением редукторов волнового типа, поэтому их проектирование будет рассмотрено более подробно. Проектирование остальных механизмов изложено в объеме, достаточном для предварительных расчетов: более подробно о проектировании этих типов механизмов см. в работах [30], [31] и др.

К механизмам поворота предъявляются следующие требования: 1) синхронность действия при одновременной работе нескольких механизмов во избежание перекосов и заклинивания; 2) самоторможение при выходе из строя энергосистемы привода механизма;

- 3) компактность конструкции при высоком к. п. д. системы; 4) простота конструкции обслуживания; 5) отсутствие люфтов у исполнительного звена; 6) минимальная масса и стоимость изготовления; 7) ресурс работы, обеспечивающий 5000 циклов.

2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОМЕНТА, НЕОБХОДИМОГО ДЛЯ ПОВОРОТА КРЫЛА И ВИНТА ВИНТОВОГО СВВП НА ПЕРЕХОДНОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

Определение момента сил, поворачивающих крыло винтового СВВП с установленной на нем СУ на переходном режиме, затрудняется тем, что центры давлений аэродинамических сил на обдуваемой и необдуваемой винтом частях крыла существенно перемеща-

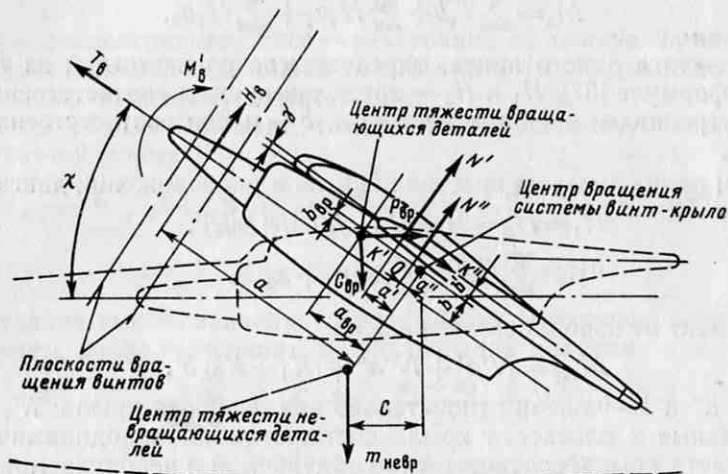


Рис. 8.1. Схема сил и их моментов, действующих на переходном режиме при повороте крыла

ются по хорде при изменении угла атаки крыла, причем на обдуваемой винтом части крыла угол атаки крыла, в свою очередь, зависит от нагрузки на винт p и угла перехода χ .

Кроме того, при определении момента необходимо учитывать возможный эксцентриситет тяги винта в зависимости от угла атаки винта α_B (см. рис. 7.16). Эксцентриситет может достигать значительной величины, например $\bar{r}_c = 0,1$ (что при диаметре винта 6 м и полетной массе СВВП 300 кН создает момент относительно оси $z-z$, проходящей через ось винта, равный 90 кНм).

Еще более трудно определить момент аэродинамических сил системы относительно центра тяжести, так как последний также смещается при изменении угла χ .

Схема сил и их моментов, действующих на переходном режиме при повороте крыла относительно оси его вращения, приведена на

рис. 8.1. Суммарный момент, необходимый для поворота крыла относительно оси его вращения, можно представить следующей суммой:

$$M_{п.к} = M_v + M_{аэп} + M_{ин} + M_m + M'_v, \quad (8.1)$$

где M_v — момент от сил T_v и H , создаваемых винтом и обусловленных его аэродинамикой, $M_{аэп}$ — момент от сил, создаваемых крылом и обусловленных его аэродинамикой; $M_{ин}$ — момент от инерционных сил, возникающих при повороте крыла; M_m — момент от сил собственной массы вращающихся частей при повороте крыла; M'_v — момент от эксцентриситета тяги винта.

Каждый из этих моментов определяется следующим образом. Момент от силы тяги и продольной силы винта

$$M_v = \sum T_v b + \sum H_1 a_1 + \sum H_2 a_2,$$

где T_v — тяга одного винта, определяемая по известной из теории винта формуле [37]; H_1 и H_2 — продольные силы соответственно пары внутренних и внешних винтов; a , b — плечи соответственно сил T_v и H .

При одинаковых параметрах винтов и расположении двигателей

$$H_1 = H_2 = H = C_H (\rho/2) \pi R^2 (\omega R)^2, \quad (8.2)$$

тогда

$$M_v = \sum T_v b + \sum H (a_1 + a_2/2).$$

Момент от аэродинамических сил

$$M_{аэп} = N'a' + N''a'' + (K_1 + K_2) b', \quad (8.3)$$

где a' , a'' и b' — плечи относительно оси поворота крыла; N' , N'' — нормальные к плоскости крыла составляющие аэродинамической силы части крыла, соответственно обдуваемой и необдуваемой струей винта:

$$N' = 1/2 c'_{Nq} V_2^2 S'; \quad N'' = 1/2 c''_{Nq} V^2 S'';$$

K_1' , K'' — тангенциальные составляющие аэродинамической силы части крыла, соответственно обдуваемой и необдуваемой струей винта:

$K' = 1/2 c'_{tq} V_2^2 S'$; $K'' = 1/2 c''_{tq} V^2 S''$, здесь V_2 — скорость потока в струе за винтом; V — скорость невозмущенного потока; S' и S'' — площади части крыла, соответственно обдуваемой и необдуваемой струей от винта; c'_n , c'_t , c''_n и c''_t — коэффициенты нормальных и тангенциальных сил соответственно обдуваемой и необдуваемой частей крыла.

Эти коэффициенты определяются по поляре крыла второго рода или с помощью расчетов по известным значениям c_y и c_x .

Момент инерционных сил

$$M_{ин} = P_{вр} a_{вр} \sin \chi + I_{вр} \epsilon, \quad (8.4)$$

где $P_{вр}$ — сила инерции агрегатов, вращающихся с крылом. Эта

сила $P_{вр} = m_{вр} (dV_x/dt)$ ($m_{вр}$ — масса агрегатов, dV_x/dt — ускорение по оси x); $a_{вр}$ — расстояние от ц. т. вращающегося агрегата до оси вращения крыла; $I_{вр}$ — момент инерции вращающихся агрегатов; ϵ — угловое ускорение при повороте крыла.

Как показывают расчеты, слагаемым $I_{вр} \epsilon$ в формуле (8.4) можно пренебречь, так как величина углового ускорения невелика ($\epsilon = 1 \dots 2$ град/с²).

Момент от массы агрегатов, вращающихся при повороте крыла

$$M_m = m_{вр} a_{вр} \cos \chi, \quad (8.5)$$

где $m_{вр}$ — масса вращающихся агрегатов.

Момент от эксцентриситета тяги винта

$$M'_v = \sum T_v r_c, \quad (8.6)$$

где r_c — эксцентриситет тяги — расстояние от центра приложения равнодействующей тяги винта до оси винта (можно определять по графику, приведенному на рис. 7.16).

Таким образом, момент, необходимый для поворота крыла, в развернутой форме

$$M_{п.к} = \sum T_v b + \sum H \frac{a_1 + a_2}{2} + N'a' + N''a'' + (K' + K'') b + \\ + P_{вр} a_{вр} \sin \chi + m_{вр} a_{вр} \cos \chi + \sum T_v r_c. \quad (8.7)$$

Подставляя вместо значения сил в (8.7) их выражение через коэффициенты, после небольших преобразований получим

$$M_{п.к} = \left[(b + r_c) C_T + C_H \frac{a_1 + a_2}{2} \right] \frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2 + \\ + (c'_{Na} + c'_t b') \frac{\rho V_2^2}{2} S' + (c''_{Na} + c''_t b'') \frac{\rho V^2}{2} S'' + \\ + \left(\frac{dV}{dt} \frac{1}{g} \sin \chi - \cos \chi \right) m_{вр} a_{вр}. \quad (8.8)$$

Расчеты по этой формуле позволяют построить график функции $M_{п.к}(\chi)$.

На рис. 8.2 представлен такой график, полученный для гипотетического винтового СВВП с тяжело нагруженными винтами. На этом графике, кроме суммарной величины момента поворота $M_{п.к}$, даны отдельно составляющие моменты M_v , $M_{аэп}$, M_m и $M_{ин}$. Как видно из графика, M_v составляет почти 2/3 суммарного момента. Величина этого момента может быть значительно снижена при расположении гондол двигателей на верхней поверхности крыла, но такое расположение двигателей ухудшит и без того тяжелые условия центровки СВВП на режиме висения.

Следующим по величине является момент $M_{аэп}$, который в очень большой степени зависит от расположения оси вращения крыла по отношению к средней аэродинамической хорде крыла (САХ). Добиться совмещения оси поворота крыла с центром давления аэро-

динамических сил для исключения этого момента трудно, так как центр давления перемещается по хорде с изменением угла атаки крыла (см. рис. 7.16).

Для уравнивания СВВП на переходном режиме необходимо, очевидно, парировать действия момента $M_{п.к}$ моментом относительно оси вращения крыла, равным по величине и обратным по знаку. Таким моментом частично является восстанавливающий момент

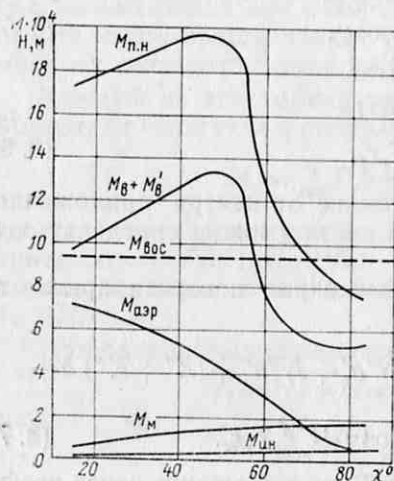


Рис. 8.2. Изменение суммарного и составляющих моментов, необходимых для поворота крыла на прямом переходном режиме по углу поворота χ

мент $M_{в.ос}$ от массы невращающихся частей СВВП, величина которого зависит от центровки (загрузки) фюзеляжа. На графике, приведенном на рис. 8.2, этот момент показан пунктирной линией для случая взлета СВВП с полной полезной нагрузкой. Нанеся на этот график $M_{в.ос}$ для всех вариантов загрузки СВВП, можно определить, какой дополнительный момент, который следует создать специальными устройствами, требуется для погашения $M_{п.к}$. Для того чтобы эти устройства (хвостовой винт, рулевой вентилятор и др.) были наиболее эффективными, рациональными по размерам и массе, необходимо, в частности, рационально выбрать положение оси вращения крыла.

При повороте только винта, очевидно, ряд членов в формуле (8.8) будет отсутствовать и она примет вид

$$M_{п.к} = \left[(b + r_c) C_r + C_H \frac{a_1 + a_2}{2} \right] \frac{\rho}{2} \pi R^2 (\omega R)^2 + \left(\frac{dV}{dt} \frac{1}{g} \sin \chi - \cos \chi \right) m_{вр} a_{вр}. \quad (8.9)$$

Зная требуемую величину момента поворота и величину плеча, на котором действует дократ, можно определить величину требуемого усилия $Q_{д} = M_{п.к} / r_{д}$, где $M_{п.к}$ — момент поворота, определенный по формулам (8.8), (8.9); $r_{д}$ — радиус, на котором действует исполнительный элемент механизма поворота относительно оси поворота крыла или винта. Мощность привода (в кВт) для поворота крыла или винта определяется из известного соотношения:

$$N = \frac{M_{п.к} \omega}{323 \pi \eta_{пов}},$$

где ω — угловая скорость вращения $\approx 0,025$ рад/с; $\eta_{пов}$ — общий к. п. д. всех звеньев передачи в механизме поворота.

3. КОНСТРУКЦИЯ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА МЕХАНИЗМОВ ПОВОРОТА

Механизм поворота с использованием зубчатого зацепления волнового типа

Одним из основных достоинств такого редуктора является возможность в одной ступени передачи получить большие передаточные числа (10, 100 и более).

Инженер Н. П. Суевин разработал методику выбора параметров механизма поворота на основе волнового зубчатого зацепления. Конструкция одного из таких механизмов, разработанная для отечественного проекта СВВП, представлена на рис. 8.3. Он состоит из жесткого, цилиндрического, тонкостенного большого диаметра вала 1, к которому крепится объект поворота (крыло, гондola двигателя, винт и т. п.). На нем же нарезаны зубья жесткой цилиндрической шестерни, для повышения жесткости которой служит диафрагма 5. На гибком трубчатом элементе 3 нарезаны ответные зубья. При помощи специального устройства 2, называемого волновым генератором, осуществляется образование волны в зонах зацепления зубьев гибкого и жесткого элементов. Зон сцепления может быть несколько, обычно от 2 до 3. Вследствие разности чисел зубьев гибкого и жесткого элементов за один оборот генератора при неподвижном гибком элементе жесткий повернется на величину разности числа зубьев. Таким образом, передаточное число такой пары выразится формулой

$$i = \frac{\pi d_{ж}}{\Delta} = \frac{m z_{ж}}{m (z_r - z_{ж})} = \frac{z_{ж}}{u}, \quad (8.10)$$

где $d_{ж}$ — диаметр жесткого элемента; d_r — диаметр гибкого элемента; $\Delta = \pi (d_r - d_{ж})$; $z_{ж}$ и z_r — число зубьев жесткого и гибкого элементов соответственно; $u = z_r - z_{ж}$ — условие работы передачи (u — число волн в зацеплении).

Из формулы (8.10) следует, что, увеличивая число зубьев $z_{ж}$ и уменьшая число волн u , можно получать весьма большие передаточные числа $i = 100 \dots 200$ и более. На рис. 8.4 представлена зависимость передаточного числа редуктора от числа его ступеней для обычных редукторов с цилиндрическими шестернями и редукторов с волновым зацеплением, а на рис. 8.5 — зависимость к. п. д. волнового и обычного редукторов от передаточного числа i . В диапазоне от 0 до 100 к. п. д. обычного редуктора несколько выше, а в дальнейшем он уступает волновому редуктору. Практически при высоком уровне технологии изготовления можно получить значения к. п. д. волнового редуктора в пределах 0,77—0,9. График построен по формуле

$$\eta_{в.п.} = \frac{1}{1 + f / \cos^2 \alpha + 1,1u + 0,8f_2 \operatorname{tg}(\alpha + \varrho)},$$

где α — угол профиля зуба; f_1 — коэффициент трения в зацеплении (0,05—0,1); f_2 — приведенный коэффициент трения качения

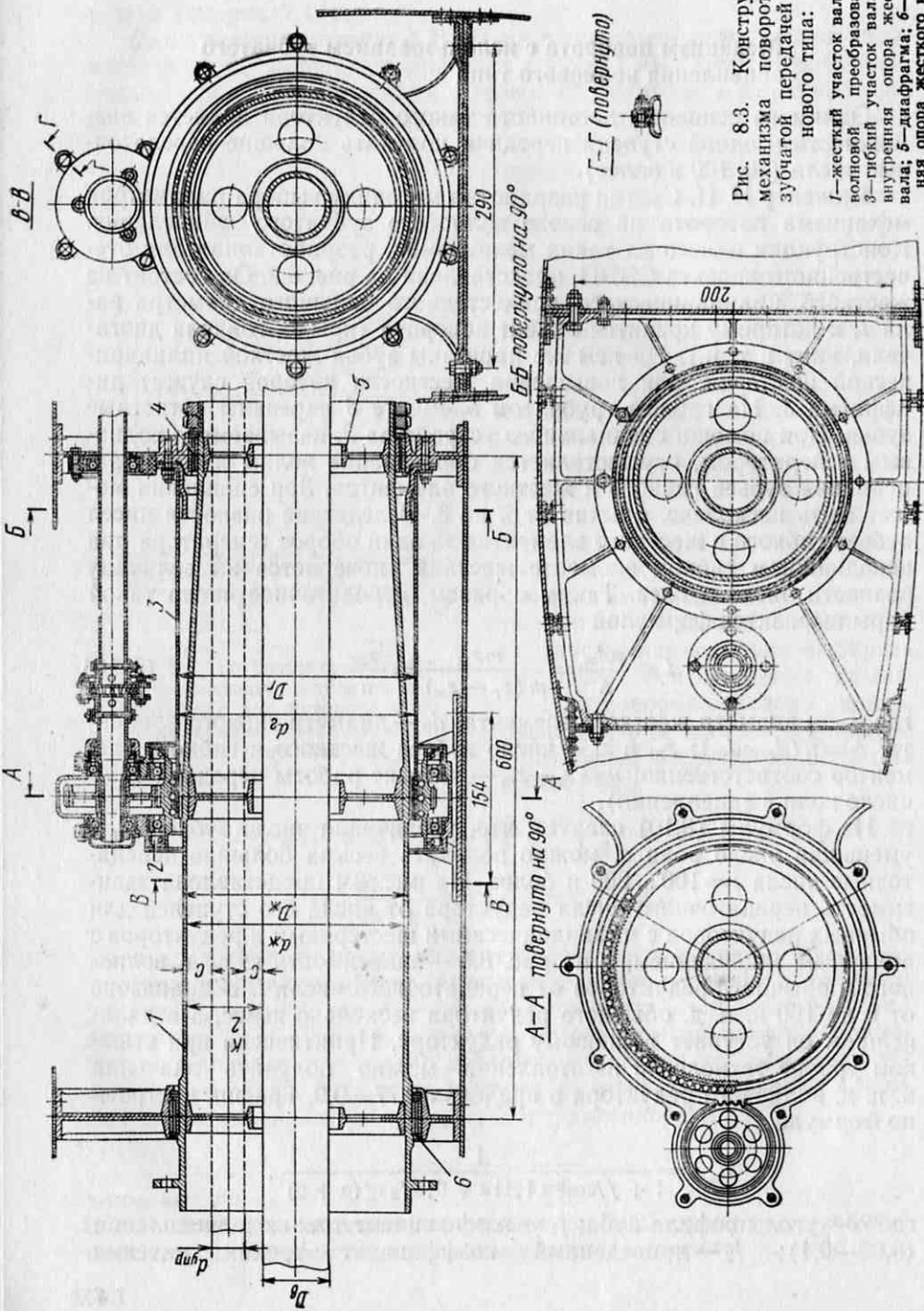


Рис. 8.3. Конструкция механизма поворота с зубчатой передачей нового типа:

1—жесткий участок вала; 2—волновой преобразователь; 3—гибкий участок вала; 4—внутренняя опора жесткого вала; 5—диафрагма; 6—внешняя опора жесткого вала

(0,0015—0,003); $q = \varphi$ — угол трения ($\varphi = \arctg j_1 \approx 0,09 \dots 0,11$ рад). На рис. 8.6 представлена зависимость к. п. д. волновой зубчатой пары от величины нагрузки. Из графика видно, что к. п. д. стабильный, резко падает при нагрузках на редуктор менее 30%.

На схеме, приведенной на рис. 8.3, показана особенность этого типа редуктора, позволяющая провести внутри поворотной части

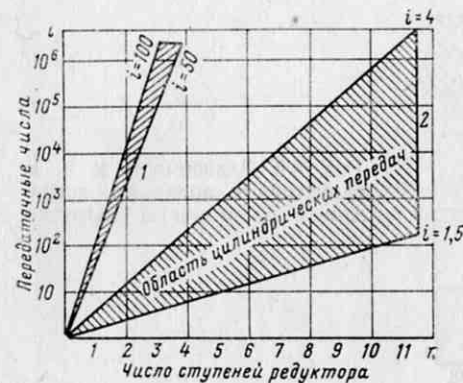


Рис. 8.4. Зависимость передаточного числа редуктора от числа ступеней:

1—редукторы с волновым зацеплением; 2—обычные редукторы с цилиндрическими шестернями

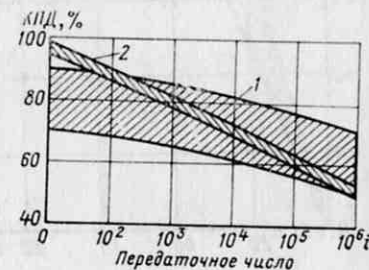


Рис. 8.5. Зависимость к. п. д. редуктора от передаточного числа:

1—редукторы с волновым зацеплением; 2—обычные редукторы с цилиндрическими шестернями

или точнее внутри трубы 1 вал синхронизации двигателей и тяги управления винтом, СВВП и двигателем, что накладывает на внутренний диаметр трубы 1 определенные ограничения. При $c = d_v/D_v = 0,85$; $\tau_{кр} = 10\,000$ Н/см² и $n = 500$ рад/с

$$d_{ж,потр} \geq D_{в,потр} + K \geq 7\sqrt[3]{N} + 4c + 2d_{унр}, \quad (8.11)$$

но $i = z_{ж}/u$, а $mz_{ж} = D_{ж}$ и $c_{ж} = d_{ж}/D_{ж}$, тогда

$$i = \frac{D_{ж}}{m u} = \frac{d_{ж}}{c_{ж} m u}. \quad (8.12)$$

Используя (8.11) и (8.12), можно написать соотношение

$$m i c_{ж} \geq 7\sqrt[3]{M} + 4c + 2d_{унр},$$

откуда минимально допустимое передаточное число

$$i \geq \frac{7\sqrt[3]{N} + 4c + 2d_{унр}}{m i c_{ж}}. \quad (8.13)$$

По формуле (8.13) построен график (рис. 8.7) зависимости минимально допускаемых значений i от m и мощности, передаваемой синхронным валом. Из теории деформации известно, что погашение

волны деформации происходит для замкнутых оболочек на длине, равной диаметру, следовательно, $L_r \geq D_r$.

Для благоприятного распределения напряжений в зубьях и кольце необходимо, чтобы соотношение между толщиной кольца и высотой зубьев лежало в пределах 2 для обычных значений $i =$

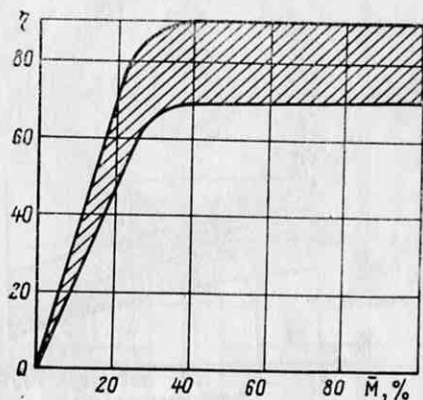


Рис. 8.6. Зависимость к. п. д. редуктора с волновым зацеплением от величины нагрузки

$= 50 \dots 80$. При значениях i больше или меньше указанных, можно пользоваться графиком, приведенным на рис. 8.8.

На основании полученных выше параметров и геометрических соотношений получена формула для определения массы (в кг) механизма поворота волнового типа

$$m_{ред} = 1,14 \cdot 10^{-4} M_{кр} \left[1,95 + 9,8 \left(\frac{i}{i+1} \right)^2 + 11,44 \left(\frac{i+1}{i} \right)^2 \frac{1}{u} \right] \frac{1}{g}. \quad (8.14)$$

По формуле (8.14) проведены расчеты на ЭВМ Мир-1 и построен график, показанный на рис. 8.9, которым следует пользоваться только на первых стадиях проектирования СВВП. При исполнительном проектировании более точно массу определяют для разработанной конструкции подетально.

Шариковинтовой механизм

Шариковинтовые механизмы имеют следующие преимущества перед обычными винтовыми механизмами: высокий к. п. д. (70—90%); минимальный износ; высокую точность и равномерность поступательного движения в процессе длительной эксплуатации; надежную работу при повышенной температуре (330—770 К) и в агрессивной среде.

Соосные винтовые передачи с высшей кинематической парой трения качения широко применяются в механизмах и приводах летательных аппаратов, однако их изготовление является еще относительно сложным и трудоемким.

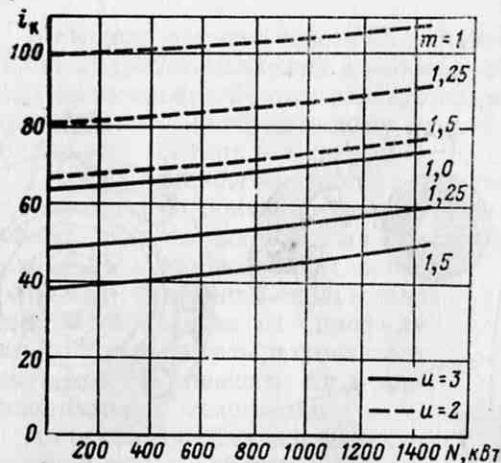


Рис. 8.7. Зависимость минимально допускаемого значения i от m и мощности, передаваемой синхронным валом

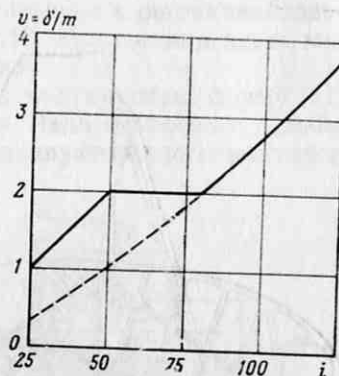


Рис. 8.8. Зависимость δ/m от передаточного числа одной ступени редуктора с волновым зацеплением

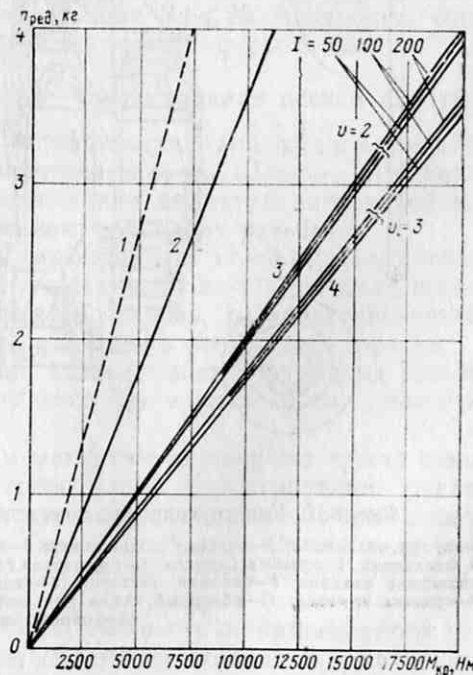


Рис. 8.9. Зависимость массы редуктора от его схемы и передаваемого крутящего момента:

1—обычный цилиндрический; 2—планетарный; 3—с волновым зацеплением при $u=2$; 4—с волновым зацеплением при $u=3$

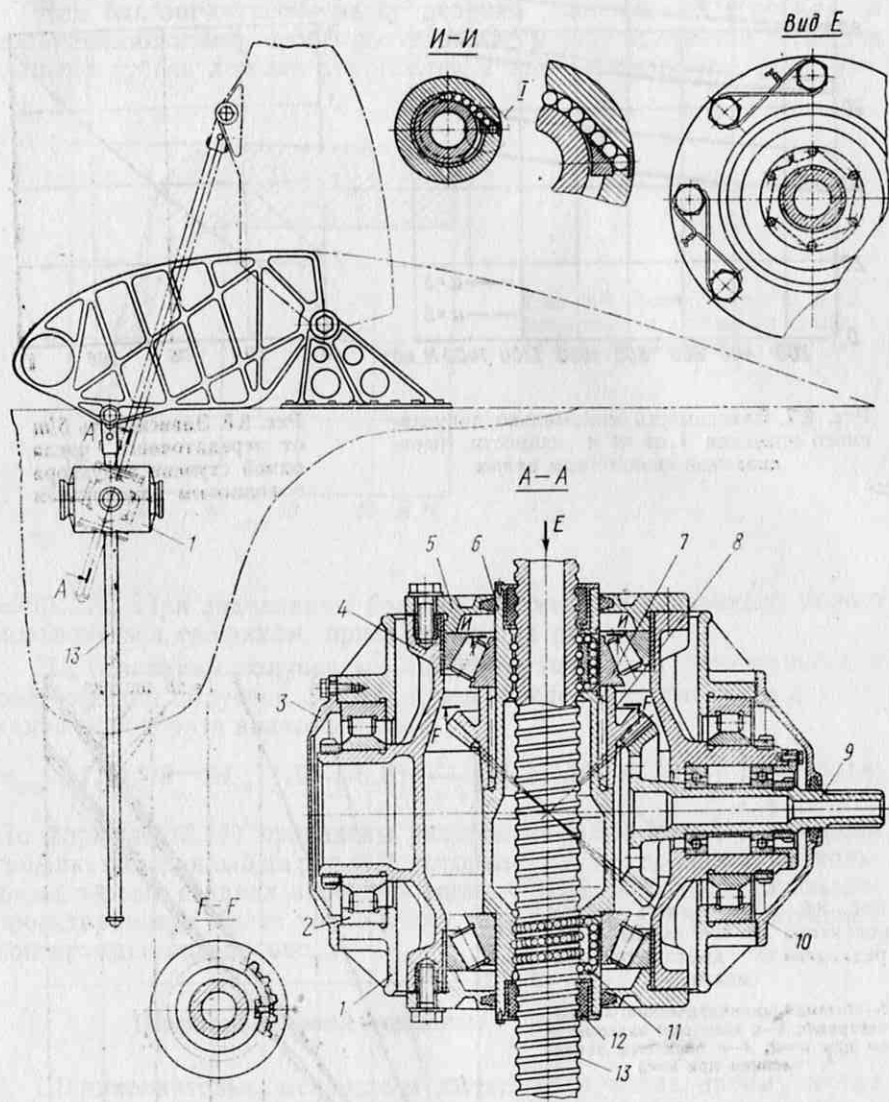


Рис. 8.10. Конструкция механизма поворота шарикового типа:

1—корпус механизма; 2—опорные подшипники; 3—крышка подшипника; 4—корпус кардана механизма; 5—крышка кардана; 6—шариковая гайка механизма; 7—радиально-упорный подшипник кардана; 8—ведомая шестерня; 9—ведущая шестерня привода механизма; 10—крышка привода; 11—обходной канал для шариков; 12—уплотнение ходового винта; 13—ходовой винт

Методика расчета основных параметров шариковинтового механизма подробно изложена в работах [30, 31] и др. Ниже приводится последовательность этого расчета применительно к шариковинтовому механизму, изображенному на рис. 8.10. Излагаемая здесь методика разработана инженером А. Ф. Мамич.

Профиль резьбы винтовой пары имеет полукруглую форму [31] для восприятия больших осевых нагрузок. Радиус профиля резьбы больше радиуса шарика для обеспечения двухточечного контакта (рис. 8.11). Это позволяет почти полностью устранить скольжение шарика (в отличие от профиля резьбы с трех- и четырехточечным контактом) и повысить к.п.д. шариковинтового механизма.

На основании анализа кинематической схемы работы механизма поворота крыла самолета, в котором применяется шариковинтовая передача, формируются исходные данные для проекторочного расчета шариковинтового механизма: длина хода винта l (мм), шаг винта p (мм), действующая осевая нагрузка Q (Н).

Для сохранения устойчивости ходового винта при продольном изгибе должно быть выполнено условие: $l/d \leq 25$. Внутренний диаметр резьбы ходового винта d_1 определяется из соотношения:

$$d_1 \geq 0,173 \sqrt[4]{\frac{Q l^2 n_y \cdot 10^{-1}}{\eta (1 - \beta^4)}}, \text{ где } Q \text{ — максимальная осевая нагрузка}$$

(Н); n_y — допустимый запас устойчивости (для ходовых винтов грузоподъемных механизмов принимают $n_y = 6 \dots 7$); η — коэффициент устойчивости; $\beta = d_w/d_1$ — отношение диаметра внутренней полости ходового винта к внутреннему диаметру резьбы.

По найденному значению d_1 выбираются основные параметры винтовой пары шариковинтового механизма по ОСТу. Если шариковинтовой механизм проектируется заново, то проекторочный расчет основных параметров выполняется в следующем порядке.

Диаметр шарика выбирается в зависимости от шага резьбы p : $D_{ш} \cong (0,55 \dots 0,65) p$ и округляется до нормального диаметра (ГОСТ 18854—73).

К силовым шариковинтовым механизмам поворота крыла самолета предъявляются высокие требования, гарантирующие равномерность движений и точность перемещений. Для этого применяются шарiki меньшего диаметра (не более 6 мм), несмотря на снижение к. п. д. Величина среднего диаметра резьбы d_0 (см. рис. 8.11) определяется из соотношения $d_0 = d_1 + 1,02 D_{ш}$.

Ходовой винт рассчитывается на прочность по приведенному напряжению с учетом деформации сжатия (растяжения) и кручения:

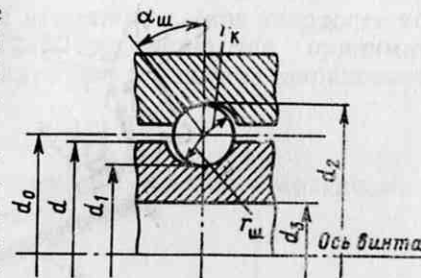
$$\sigma_{пр} = \sqrt{(Q/F_1)^2 + M_k/W_p)^2} \leq [\sigma_p], \text{ где } [\sigma_p] \text{ — допускаемое напряже-}$$


Рис. 8.11. К расчету шарикового домкрата

ние $|\sigma_p|$ (0,3...0,4) σ_T ; σ_T — предел текучести материала; W_p — полярный момент сопротивления поперечного сечения винта $W_p \approx 0,2 d_1^3 (1 - \beta^4)$; F_1 — площадь поперечного сечения винта по внутреннему диаметру в см²; M_K — крутящий момент (Нсм), приложенный к ходовому винту для преодоления осевой нагрузки.

Крутящий момент M_K определяется из соотношения $M_K = M_T + M_{\text{ш}}$, где $M_{\text{ш}}$ — момент трения в опорах механизма и подшипника; M_T — момент трения в шариковинтовой паре:

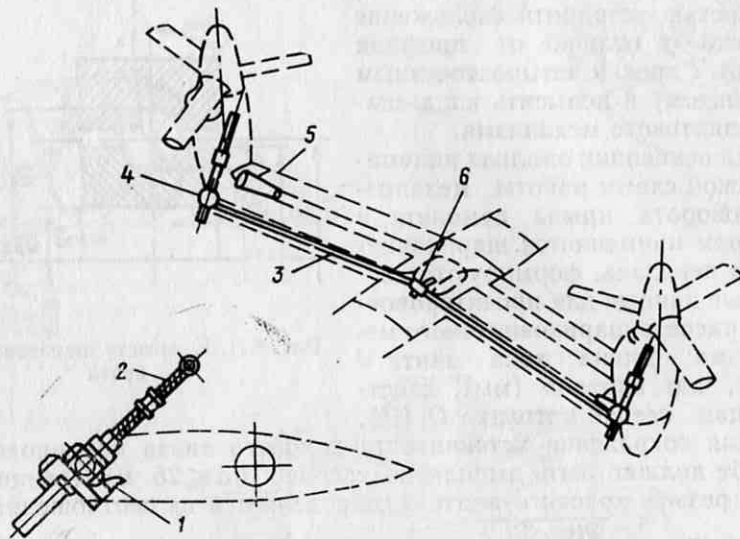


Рис. 8.12. Схема установки и синхронизации винтовых поворотных механизмов (домкратов) с универсальным шарниром (карданом), осуществляющих поворот подъемно-маршевых винтов в диапазоне от 0 до 95°:

1 — универсальный шарнир; 2 — винтовой домкрат; 3 — синхронизирующий вал; 4 — механизм поворота; 5 — ось поворота пилона; 6 — гидравлический двигатель привода

$M_T = \frac{d_0}{2} \operatorname{tg} \left(\psi + \operatorname{arctg} \frac{k}{D_{\text{ш}} \sin \alpha_K} \right)$, здесь k — коэффициент трения качения (для закаленных стальных шариков, перекатываемых по стальным закаленным обоймам, при шероховатости поверхности не ниже 10 класса принимают $k = 0,008 \dots 0,01$; α_K — угол контакта шарика с поверхностью резьбы, равный приблизительно 0,8 рад; ψ — угол подъема резьбы, условно принимаемый на среднем диаметре $\psi = \operatorname{arctg} \frac{P_n}{\pi p_0}$ (n — число витков).

После проверки ходового винта на прочность определяются размеры шариковой гайки. Наружный диаметр резьбы гайки (см. рис. 8.11) $d_2 = d_0 + 1,02 D_{\text{ш}}$. Длина гайки определяется из соотношения:

$H \approx \left[1,265 \frac{z_p D_{\text{ш}}}{\pi d_0} \cos \psi + (2,228 \div 2,728) \right] p$, где z_p — количество ра-

бочих шариков, которое равно: $z_p = Q/q$, где q — нагрузка на шарик; значение q определяется в зависимости от долговечности шариковинтовой пары и от диаметра шарика (см. рис. 8.11).

После определения основных параметров шариковинтовой пары необходимо провести поверочный расчет на контактное напряжение смятия на площадке контакта соприкасающихся поверхностей шарик — поверхность резьбы ходового винта:

$$(\sigma_{\text{кн}})_{\text{max}} \approx 4320 \sqrt[3]{q/D_{\text{ш}}^2} \leq [\sigma_{\text{кн}}],$$

где $[\sigma_{\text{кн}}]$ — допустимое контактное напряжение (при твердости контактирующих поверхностей $HRC \geq 60$ рекомендуется принимать: $[\sigma_{\text{кн}}] = 2500 \dots 3000$ Н/мм²). Передаточное отношение шариковинтового механизма равно:

$$i = np/\pi d_0 = \operatorname{tg} \psi.$$

На рис. 8.12 показана схема установки подобного механизма на СВВП Белл Х-15.

Гидромеханический домкрат

При использовании только одного домкрата можно применять обычный гидроцилиндр. Но синхронизировать одновременную работу двух домкратов, как это имеет место на винтовых СВВП, нельзя даже при использовании парционеров. Поэтому для поворота крыла, когда обычно используется одновременная работа двух домкратов, необходима строгая их синхронизация. Даже небольшие отклонения в перемещении штоков вызывают перекосы крыла и большие дестабилизирующие моменты на винтах.

На рис. 8.13 показана принципиальная схема работы гидравлической системы поворота крыла винтового СВВП. С помощью гидрокрана 1 и дросселя 2 осуществляется подача жидкости к цилиндру открытия механических замков и одновременно подается жидкость через обратный клапан 4 к силовым цилиндрам 5. Под действием жидкости поршни перемещают штоки и этим поворачивают крыло на соответствующий угол. Для синхронизации действия штоков имеется винтовой механизм (см. рис. 8.13,б). Регулируемый по длине хвостовик штока фиксируется с помощью эксцентричной круглой шпонки. При поступлении жидкости в силовой цилиндр поршень, перемещаясь, вращает с помощью неподвижной гайки 3 многозаходный винт, который через червячное колесо 13 вращает многозаходный червяк механизма 14. Червячные пары силовых цилиндров связаны между собой синхронным валом 16, с помощью которого и осуществляется синхронность работы силовых цилиндров. Расчет такой системы поворота не представляет особых трудностей, так как в этом случае имеет место сочетание обычного гидроцилиндра с винтовой синхронизирующей парой.

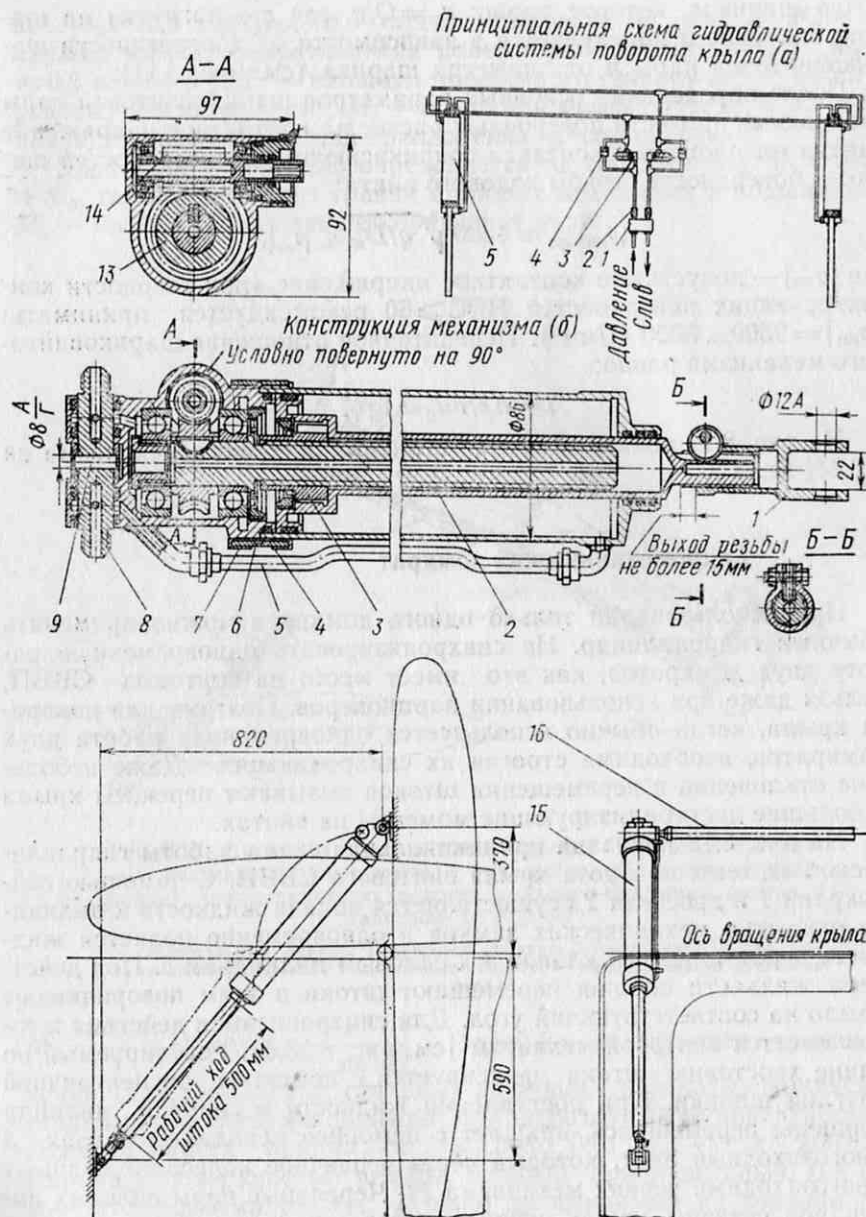


Рис. 8.13. Конструкция и схема работы гидромеханического домкрата:

а—схема работы: 1—гидрокран; 2—дрессель; 3—цилиндр открытия механических замков; 4—обратный клапан; 5—силовой гидроцилиндр;
б—конструкция механизма: 1—хвостовик штока; 2—шток; 3—гайка системы синхронизации; 4—корпус синхронизирующего механизма; 5—трубопровод; 6—стягивающее резьбовое кольцо; 7—контрольная лента; 8—шарнир ползески; 9—фиксирующий штифт; 13—червячное колесо синхронизирующего механизма; 14—червяк механизма; 15—гидроцилиндр; 16—синхронизирующий вал

Глава 9. ВЫБОР ВИНТА ДЛЯ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Задача подбора винта для СВВП, как и для обычного самолета, сводится к определению по известным характеристикам серий винтов, диаметра винта D , угловой скорости вращения ω и угла установки лопастей $\varphi_{0,75}$, при которых к. п. д. винта на расчетном режиме полета будет максимальным с учетом всех необходимых поправок, влияющих на работу винта. Для СВВП таким расчетным режимом является режим висения. Вместе с тем следует проверить, чтобы полученные значения к. п. д. и характеристики винта были удовлетворительными и в горизонтальном полете на маршевом участке траектории.

Рассмотрим факторы, влияющие на характеристики винта.

2. ОБОБЩЕННЫЙ К. П. Д. ВИНТА

При проектировании обычного самолета, у которого винт выполняет роль только двигателя, вполне достаточно знать тяговый к. п. д. винта. При проектировании винтового СВВП, большая часть крыла которого обдувается потоком от винтов, необходимо знать еще и его качества как вентилятора, создающего, кроме тяги, значительные индуктивные скорости в струе за винтом. Последние, обтекая крыло, создают дополнительную подъемную силу при вертикальном взлете и значительно сокращают длину разбега СВВП перед взлетом по-самолетному.

В теории воздушных винтов имеет место два понятия к. п. д. винта, а именно: к. п. д. на режиме висения η_0 и к. п. д. при полете с относительно большой осевой скоростью η_v .

На режимах строго вертикального взлета и малых скоростей полета винтовых СВВП ни одно из указанных понятий неприменимо. Величина η_0 не учитывает скорости полета, а величина η_v при небольших значениях скорости V близка к нулю. Необходимо иметь обобщенное значение к. п. д., учитывающее всю работу, производимую винтом как двигателя и как вентилятора, позволяющее определять истинное значение к. п. д. на всех режимах его работы от режима висения до полета с максимальной осевой скоростью. При полете с осевой скоростью величина к. п. д. винта η_v показывает, насколько совершенным является воздушный винт как двигатель. В этом случае к. п. д. η_v является отношением полезной мощности, создаваемой винтом, к мощности, затраченной на его вращение.

Потери же энергии при работе винта складываются из потерь на отбрасывание воздуха в сторону, противоположную направлению движения СВВП, потерь на закручивание отброшенной струи, потерь на трение лопастей о воздух, потерь на преодоление волнового сопротивления и, наконец, из потерь на взаимное влияние винта и летательного аппарата. Таким образом, общий к. п. д. винта можно записать в виде произведения его составляющих

$$\eta_v = \eta_a \eta_u \eta_m \eta_c \eta_f, \quad (9.1)$$

где η_a — осевой к. п. д., учитывающий неизбежные потери винта на отбрасывание массы воздуха в сторону, противоположную направлению вектора силы тяги; η_u — окружной к. п. д., учитывающий потери на закручивание отброшенной струи. В теории идеального винта принято, что воздух отбрасывается без каких-либо завихрений и тогда $\eta_u = 1$. У реальных соосных винтов в отдельных случаях η_u может быть также близким к единице; η_m — механический к. п. д., учитывающий потери винта на трение лопастей о воздух. Этот к. п. д. только для идеального винта равен единице, а у реальных винтов всегда значительно меньше единицы; η_c — коэффициент волновых потерь винта, учитывающий потери мощности двигателя на преодоление волнового сопротивления лопастей и втулки винта, появляющихся при скорости потока более 0,6 М; η_f — коэффициент, учитывающий взаимное влияние винта и самолета, т. е. разницу в условиях работы винта на самолете и изолированного винта.

Первые два коэффициента η_a и η_u , как известно, являются индуктивными потерями винта и зависят от величины и распределения циркуляции.

Произведение же коэффициентов η_u , η_c , η_m и η_f является фактически мерой потерь энергии реальных винтов на всех режимах его работы. Обозначим его величиной η_{0V} , т. е. $\eta_{0V} = \eta_u \eta_c \eta_m \eta_f$. Этот к. п. д. для идеального винта равен единице, а у современных реальных винтов, работающих на режиме висения, он обычно составляет величину 0,8—0,85. Для специально спроектированных винтов при работе их на режиме висения можно получить и несколько большие значения, достигающие величины 0,9 и выше.

Обычно на режиме висения вертолетов и СВВП $\eta_c = 1$, но при быстром наборе высоты СВВП по вертикали и при горизонтальном его полете появляются волновые потери, снижающие величину η_c до значения 0,7 и менее.

Взаимное влияние, учитываемое величиной η_f , заметно только при большой разнице в условиях работы изолированного винта и винта, установленного на СВВП. Обычно эта разница невелика, поэтому и величина η_f близка к единице.

Таким образом, можно написать

$$\eta_V = \frac{TV}{102N} = \eta_a \eta_u \eta_m \eta_c \eta_f = \eta_a \eta_{0V}. \quad (9.2)$$

Раскроем формулу (9.2), подставив в нее значения тяги и мощности

$$\eta_V = \frac{C_T \rho / 2 \pi R^2 (\omega R)^2 V}{m_K \rho / 2 \pi R^2 (\omega R)^2 R \omega}. \quad (9.3)$$

Произведя сокращения и помня, что $V/\omega R = \bar{V}$, получим

$$\eta_V = \frac{C_T \bar{V}}{m_K}. \quad (9.4)$$

Из формул (9.2) и (9.4) определим величину η_{0V} :

$$\eta_{0V} = \frac{\eta_V}{\eta_a} = \frac{C_T \bar{V}}{m_K \eta_a}. \quad (9.5)$$

Подставим вместо величины осевого к. п. д. η_a ее значение [1], получим

$$\eta_{0V} = \frac{C_T \bar{V} (1 + \sqrt{1+B})}{m_K^2}. \quad (9.6)$$

Преобразовав несколько формулу (9.6) и заменив величину B ее значением $B = 8a/\pi\lambda = C_T \bar{V}^2$, будем иметь обобщенную формулу, пригодную для определения к. п. д. винта на режиме висения и при полете с осевой скоростью

$$\eta_{0V} = \frac{C_T (\bar{V} + \sqrt{\bar{V}^2 + C_T})}{m_K^2}. \quad (9.7)$$

Действительно, на режиме висения при $\bar{V} = 0$ формула (9.7) обращается в обычную формулу относительного к. п. д. $\eta_0 = C_T^{3/2}/2m_K$. При полете же на больших скоростях η_{0V} стремится к η_V .

На графиках, приведенных на рис. 9.1 и 9.2, представлены зависимости соответственно η_0 , η_V и η_{0V} .

При скорости $V = 0$ энергия силовой установки тратится только на создание тяги «на месте» и живой силы в отходящем от винта потоке. Винт в этом случае прокачивает через плоскость вращения массу воздуха со скоростью $v_1 = v_2/2$, получая при этом силу реакции потока, равную тяге винта.

Работу, затрачиваемую силовой установкой, обозначим величиной $L_{c.y}$. Тогда относительный к. п. д. винта, характеризующий степень использования энергии силовой установки для создания живой силы в отходящей струе, может быть записан в виде

$$\eta_0 = \frac{T(v_2/2)}{L_{c.y}} = \frac{mv_2^2}{2L_{c.y}}. \quad (9.8)$$

Несмотря на то, что с появлением скорости перемещения винта масса воздуха, прокачиваемого через плоскость вращения винта, возрастает уменьшение индуктивной скорости, создаваемой винтом, приводит к падению силы тяги. При этом энергия силовой установки тратится не только на создание живой силы в отходящей струе, а и на создание полезной работы, равной произведению силы тяги на скорость перемещения СВВП. Таким образом, обобщенный к. п. д. винта η_{0V} будет иметь вид

$$\eta_{0V} = \frac{TV + mv_2^2}{L_{c.y}}. \quad (9.9)$$

На рис. 9.2 при скорости $V = 0$ на оси ординат даются значения η_0 в зависимости от угла установки лопастей винта (точки A_1 , A_2 и A_3). Наибольшее значение η_0 для данной серии имеет место при угле установки $\varphi = 10^\circ$ (точка A_1). С увеличением угла установки лопастей возрастают индуктивные окружные потери винта и η_0 уменьшается.

Кривые изменения к. п. д. винта как движителя (η_V) представлены на рис. 9.1 и 9.2 сплошными линиями. Как указывалось выше,

при поступательном движении винт, создавая полезную работу, равную Tv , продолжает тратить энергию на создание живой силы в отходящей струе. С увеличением скорости полета эти затраты

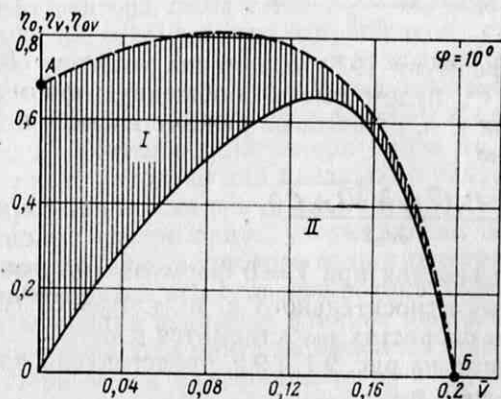


Рис. 9.1. Зависимость относительного, скоростного и обобщенного к. п. д. винта по скорости полета для фиксированного угла установки лопастей

энергии уменьшаются и обращаются в нуль при $v_2=0$. Но при этом согласно теории идеального винта [1], тяга винта также будет равна нулю и никакой полезной работы винт производить не будет, что и имеет место в точке Б (см. рис. 9.1) и Б₁, Б₂ (см. рис. 9.2).

Таким образом, коэффициент η_{0V} фактически является обобщенным к. п. д., показывающим, насколько совершенно используется энергия силовой установки на создание полезной работы при поступательном полете, и, как следствие, на создание живой силы в струе уходящего от винта потока.

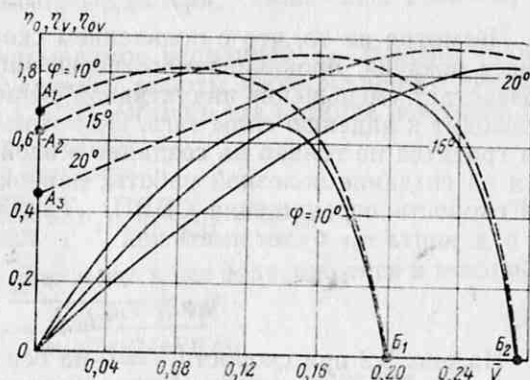


Рис. 9.2. Зависимость η_0 , η_v и η_{0V} по скорости для трех значений угла установки лопастей

На графике, приведенном на рис. 9.1, можно видеть, как с изменением скорости полета изменяется доля затрат энергии на создание живой силы в отходящей струе (область I) и на создание полезной работы (область II).

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ ДЛЯ ВИНТОВОГО СВВП НА РЕЖИМЕ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА

При вертикальном взлете тяга винтов преодолевает массу СВВП, силы его инерции и сопротивления.

Баланс мощности в общем случае можно представить в виде

$$102 N_{\text{потр}} \eta_{0V} = T v_1 + 0,64 \rho c V_y^3 + c_{x0} S_{06} (v_1 + V_y)^2 V_y + m/g (dV_y/dt) V_y + V_y m.$$

Заменив величины v_1 и T их значениями $v_1 = (V_y/2) \times \left(\sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta x V_y^2}} - 1 \right)$, а $T = \mu m$, получим

$$102 N_{\text{потр}} \eta_{0V} = m V_y \left[\frac{\mu}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta x V_y^2}} - 1 \right) + \frac{0,64 \rho c V_y^2}{m} + \frac{c_{x0} (v_1 + V_y)^2}{m} + \frac{1}{g} \frac{dV_y}{dt} + 1 \right]. \quad (9.10)$$

Величиной $1/g (dV_y/dt)$ при вертикальном взлете СВВП из-за относительно малой величины можно пренебречь, тогда формулу (9.10) можно записать в виде

$$N_{\text{потр}} = \frac{c_{x0} S_{06} V_y^3}{102 \eta_{0V}} \left\{ \left(\sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta x V_y^2}} - 1 \right) \left[\frac{\mu m}{2 c_{x0} S_{06} V^2} + \frac{1}{4} \left(\sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta x V_y^2}} - 1 \right) + 1 \right] + \frac{1}{c_{x0} S_{06}} \left(0,64 \rho c + \frac{m}{\rho V_y^2} \right) + 1 \right\}. \quad (9.11)$$

Формула (9.11) позволяет определить потребную мощность винтового СВВП при вертикальном взлете с неподвижным крылом. Если крыло поворачивается вместе с винтами, то сопротивлением от его обдувки можно пренебречь.

Тогда

$$N_{\text{потр}} = \frac{m V_y}{102 \eta_{0V}} \left[\frac{\mu}{2} \left(\sqrt{1 + \frac{16p}{\Delta x V_y^2}} - 1 \right) + \frac{0,64 \rho c V_y^2}{m} + 1 \right]. \quad (9.12)$$

На рис. 9.3, 9.4 и 9.5 представлены зависимости потребной энерговооруженности от скорости вертикального взлета V_y и нагрузки на площадь, ометаемую винтом p при значениях тяговооруженности $\mu = \text{const}$, равных 1.1, 1.2, 1.3. Графики построены по формуле (9.12).

Величина η_{0V} определялась по графику, приведенному на рис. 9.2 для соответствующего значения V .

Практически необходимая скорость вертикального взлета не превышает 5 м/с, а величина тяговооруженности $\mu = 1,2$. Тогда величина потребной энерговооруженности согласно графику, приве-

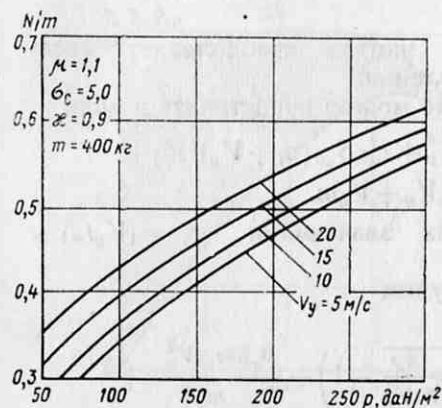


Рис. 9.3. Потребная энерговооруженность в зависимости от нагрузки на винт и скорости вертикального взлета при $\mu=1,1$

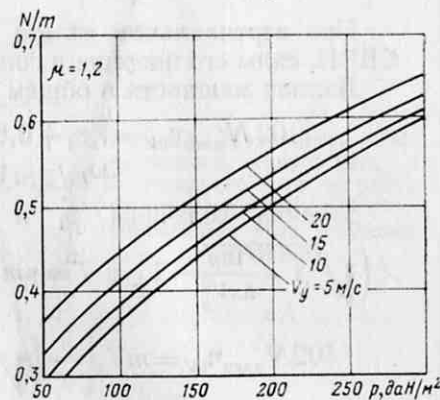


Рис. 9.4. Потребная энерговооруженность при $\mu=1,2$

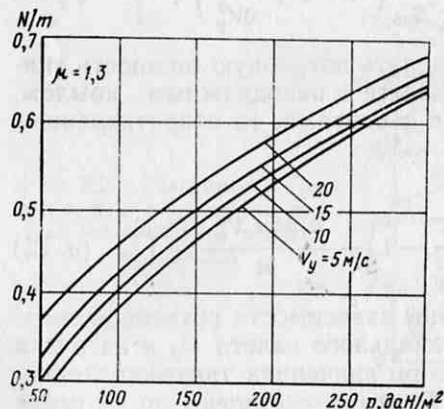


Рис. 9.5. Потребная энерговооруженность при $\mu=1,3$

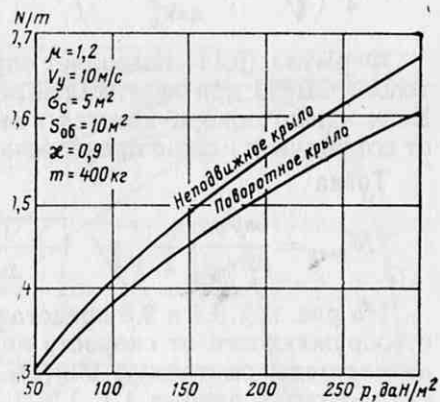


Рис. 9.6. Потребная энерговооруженность при $\mu=1,2$ для неподвижного и поворотного крыла

денному на рис. 9.4, при изменении нагрузки от 50 до 300 даН/м² изменяется в пределах 0,25—0,6 или больше, чем вдвое.

На рис. 9.6 показана зависимость энерговооруженности от нагрузки p для двух случаев — поворотного и неподвижного крыльев при $V_y=10$ м/с. График показывает влияние обдувки крыла на рост потребной энерговооруженности СВВП.

Для расчетов при построении графиков рис. 9.3, 9.4, 9.5 и 9.6 была использована обычная самолетная серия четырехлопастных воздушных винтов 4СМВ.

Расчеты показывают, что величина η_{0v} у винтов, специально спроектированных для СВВП, отличается от принятых на 2—3% в большую сторону. Это может снизить и потребную энерговооруженность на такую же величину.

Приведенные графики потребной энерговооруженности могут быть использованы для предварительных расчетов вертикального взлета винтовых СВВП.

4. ВЛИЯНИЕ УГЛА УСТАНОВКИ И КОЭФФИЦИЕНТА ЗАПОЛНЕНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА

Влияние угла установки и коэффициента заполнения на аэродинамические характеристики винта можно пояснить на примерах кривых $\eta_0=f_1(\varphi)$, $\eta_0=f_2(C_T/\sigma)$ и $\eta_0=f_3(\sigma)$, заимствованных из работы [19] и представленных на рис. 9.7, 9.8 и 9.10. Кривые на этих рисунках относятся к одной и той же серии профилей винтов, геометрические размеры и формы лопастей которых приведены на рис. 9.9.

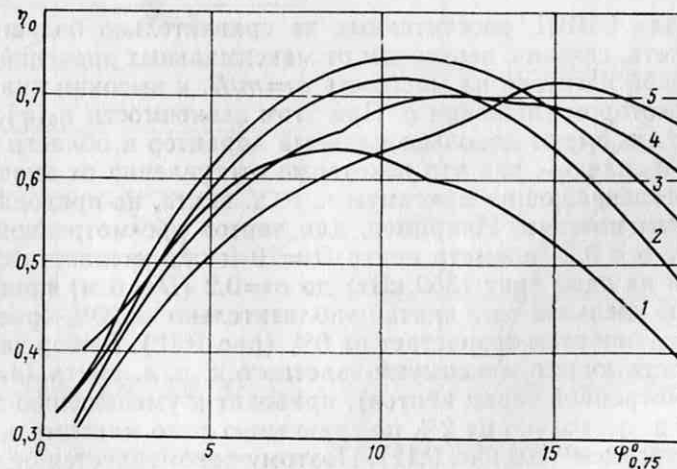


Рис. 9.7. Зависимость относительного к. п. д. двух-, трех-, четырех-, шести- и восьмилопастных винтов от угла установки лопастей:

1—двухлопастный винт; 2—трехлопастный; 3—четырехлопастный; 4—шестилопастный; 5—восьмилопастной

Рассматривая кривые, изображенные на рис. 9.7, 9.8 и 9.10, в известной степени типичные и для винтов других серий, можно видеть, что максимум тяги винта $(C_T/m_K)_{\max}$ достигается при значениях σ , меньших 0,1, в то время как максимуму к. п. д. винта соответствует более высокий уровень коэффициента заполнения σ ($\sigma = 0,176$ для рассмотренной серии винтов). Таким образом, переход от легконагруженных винтов ($\sigma < 0,1$) к тяжелонагруженным, неиз-

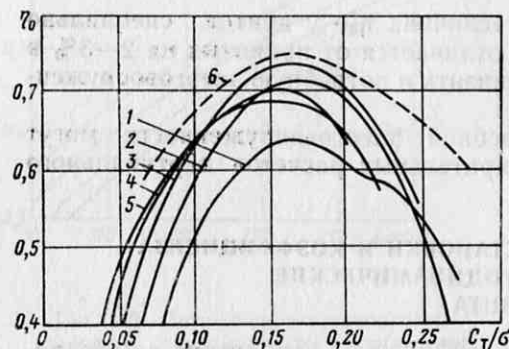


Рис. 9.8. Зависимость η_0 от величины C_T/σ :

1—двухлопастные винты; 2—трехлопастные;
3—четырехлопастные; 4—шестилопастные;
5—восьмилопастные; 6—винт, специально
спроектированный для СВВП (США)

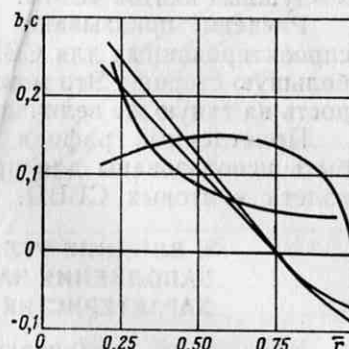


Рис. 9.9. Геометрическая характеристика винтов

бежный для СВВП, рассчитанных на сравнительно большие скорости полета, связан с переходом от максимальных значений C_T/m_K , т. е. высокой нагрузки на мощность $q = m/N$, к высоким значениям η_0 при некотором снижении q . При этом зависимости $\eta_0(\varphi)$, $\eta_0(\sigma)$, $\eta_v(\sigma)$ и т. п. имеют довольно плавный характер в области максимальных η_0 или η_v , так что некоторые отступления от значений φ или σ , обеспечивающих максимум к. п. д. винта, не приводят к существенным потерям. Например, для винтов рассмотренной серии изменение σ с 0,1 (диаметр винта $D = 10$ м при мощности силовой установки на один винт 1350 кВт) до $\sigma = 0,2$ ($D = 6$ м) приводит к изменению удельной тяги винта приблизительно на 20% (рис. 9.11), а к. п. д. η_0 при этом возрастает на 6% (рис. 9.12). Выбор значения σ , соответствующего максимуму взлетного к. п. д. винта ($\sigma = 0,176$ для рассмотренной серии винтов), приводит к уменьшению маршевого к. п. д. η_v только на 2% по сравнению с его максимальным возможным уровнем (см. рис. 9.12). Поэтому рекомендуется осуществлять предварительный выбор коэффициента заполнения, а следовательно, и выбор диаметра винта с помощью графика, аналогичного представленному на рис. 9.12, исходя из максимальных значений η_0 . Следует помнить, что режим висения у СВВП, так же как у вертолета, наиболее напряженный и поэтому при выборе винта для

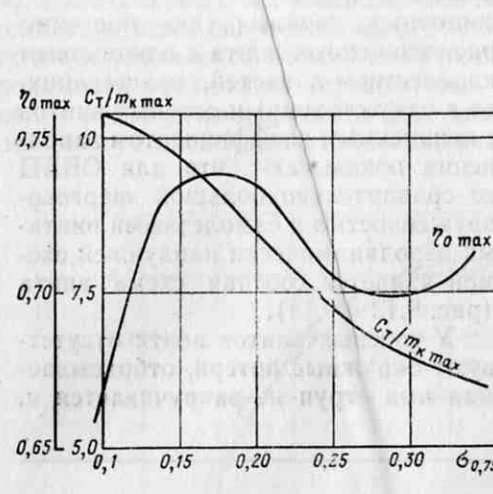


Рис. 9.10. Зависимость C_T/m_K и η_0 от величины заполнения винта σ

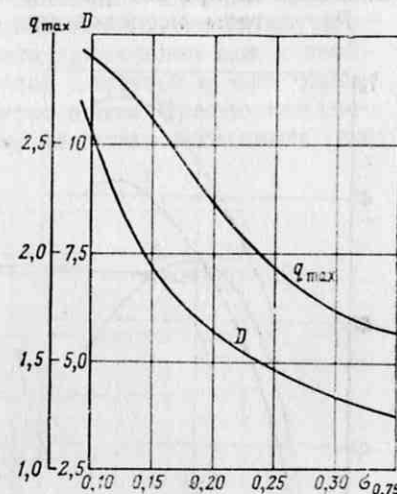


Рис. 9.11. Зависимость q_{\max} и D от коэффициента заполнения σ

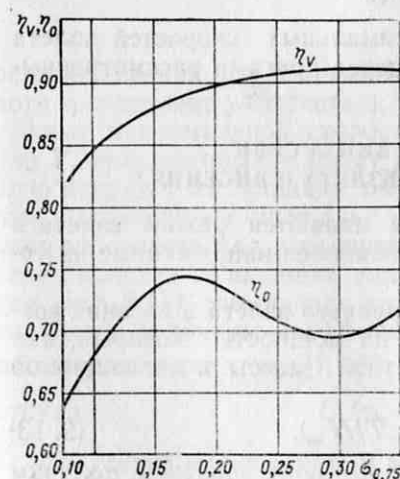


Рис. 9.12. Зависимость η_0 и η_v от σ

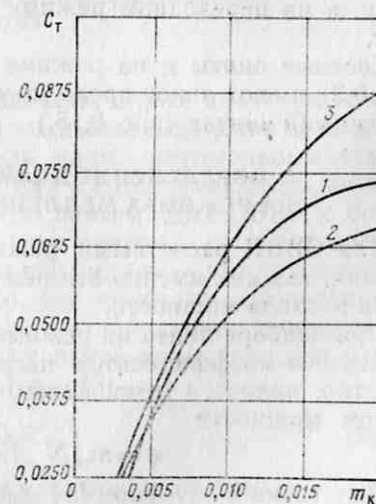


Рис. 9.13. Поляры винтов различных схем:

1—одиночный винт; 2—двойной винт; 3—соосный винт

СВВП необходимо выбирать и остальные параметры винта, помимо σ такими, при которых бы имело место $\eta_0 \max$.

Результаты исследования одиночных, двойных (два tandemно расположенных винта с одинаковым количеством лопастей, вращающихся в одну сторону) и соосных винтов с неизменным коэффициентом заполнения показывают, что для СВВП со сравнительно большой энерговооруженностью и самолетными винтами аэродинамически наилучшей схемой является соосная схема винта (рис. 9.13 и 9.14).

У соосных винтов почти отсутствуют окружные потери, отбрасываемая ими струя не закручивается и,

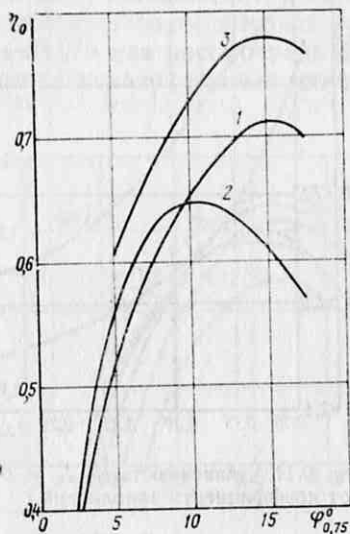


Рис. 9.14. Изменение относительного к. п. д. одиночного (1), двойного (2) и соосного (3) винтов в зависимости от угла установки лопастей

следовательно, срыв потока с крыла сдвигается на большие углы атаки, а на переходном режиме отсутствует гироскопический момент.

Соосные винты и на режиме максимальных скоростей полета ($\bar{V} \geq 0,3$) имеют явное преимущество перед другими рассмотренными схемами винтов (рис. 9.15).

5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИАМЕТРА ВИНТА СВВП НА РЕЖИМАХ МЕДЛЕННОГО ВЗЛЕТА И ВИСЕНИЯ

Для СВВП расчетными режимами являются режим взлета и висения, так как именно эти режимы наиболее напряженные из условий расхода мощности.

При подборе винта на режиме медленного взлета и висения воспользуемся коэффициентом нагрузки на мощность, который, как известно, является отношением взлетной массы к поглощаемой винтом мощности

$$q = m_0 / N_{\text{дв}} \text{ (или } \cong T / N_{\text{дв}} \text{)}. \quad (9.13)$$

Подставив в эту формулу вместо T и $N_{\text{дв}}$ их значения, получим для одного винта

$$q = \frac{C_T \pi R^2 \rho / 2 (\omega R)^2}{1 / 102 m_K \pi R^2 \rho / 2 (\omega R)^3} = \frac{C_T}{m_K} \frac{102}{\omega R}. \quad (9.14)$$

Таким образом, величина нагрузки на мощность q изменяется прямо пропорционально величине отношения C_T / m_K и обратно пропорционально окружной скорости винта.

Следовательно, чтобы получить для СУ хорошую весовую отдачу, нужно стремиться к максимальным значениям C_T / m_K и небольшим окружным скоростям концов лопастей. Однако последнее приводит к чрезмерному росту коэффициента заполнения или к необходимости увеличения установочных углов лопастей ϕ или, наконец, к недопустимому увеличению диаметра винта. Чрезмерное увеличение установочных углов снижает η_0 или силу тяги винта на

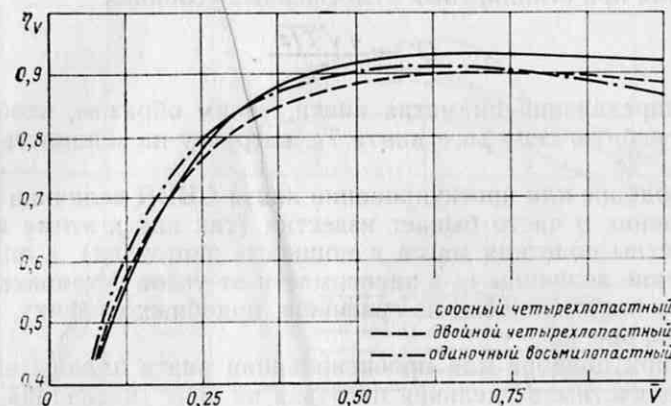


Рис. 9.15. Сравнение маршевого к. п. д. винтов исследованной серии

режиме висения при постоянстве мощности, а рост диаметра винта, хотя и позволяет увеличить q , резко уменьшает значение к. п. д. на режиме максимальной скорости из-за малых оптимальных значений \bar{V} , как это обычно имеет место для СВВП, имеющего небольшую нагрузку на площадь, ометаемую винтом. Для СВВП с большой нагрузкой на площадь, ометаемую винтом, остается только одно из средств для повышения весовой отдачи — это увеличение коэффициента заполнения винта. Но, как показали исследования (см. рис. 9.11), увеличение коэффициента заполнения приводит к снижению величины коэффициента удельной силы тяги. Из работ по аэродинамике винта [7, 37] $\eta_0 = 0,5 (C_T^{3/2} / m_K)$,

$$\text{откуда} \quad C_T / m_K = \eta_0 / 0,5 C_T^{1/2}. \quad (9.15)$$

Подставив в уравнение (9.14) эту величину, получим

$$q = \frac{\eta_0}{0,5 C_T^{1/2}} \frac{102}{\omega R} = \frac{102 \eta_0}{0,5 \omega R \sqrt{\frac{T/z}{\pi R^2 \rho / 2 (\omega R)^2}}}. \quad (9.16)$$

или

$$q = \frac{204 \eta_0 R}{\sqrt{2T / \pi \rho z}}, \quad (9.17)$$

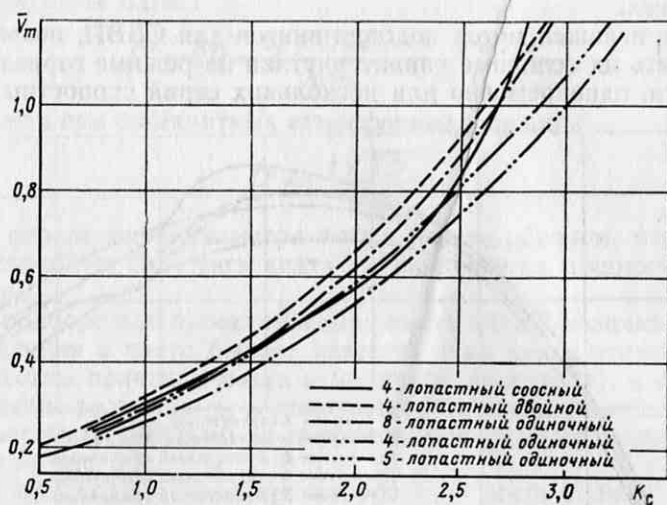


Рис. 9.17. Зависимость \bar{V}_m от K_c

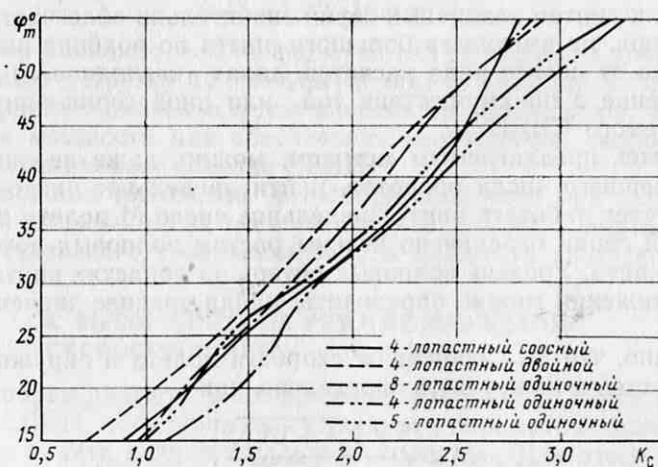


Рис. 9.18. Зависимость φ_m от K_c

личивая или число лопастей, или их ширину. В последнем случае допускать относительную ширину лопастей больше, чем $\bar{b} = b/R = 0,2 \dots 0,25$, не следует, так как это, кроме возможного снижения η_0 , связано с конструктивными трудностями. При мощности, превышающей 4000 кВт на один винт, и скорости полета более 750 км/ч целесообразно переходить на соосные установки винтов, имеющие ряд преимуществ по сравнению с одиночными винтами [16, 19, 20, 37].

Для определения $M_{ср}$ необходимо знать значение $V_{ср}$, которое при данной мощности и диаметре винта определяется коэффициентом винта K_c .

На рис. 9.16, 9.17 и 9.18 даны графики огибающих к. п. д. η_{max} и соответствующих им значений \bar{V}_{max} и $\varphi_{0,75}$ для ряда серий винтов в зависимости от коэффициента K_c . Величина последнего определяется соотношением

$$K_c = \bar{V} / \sqrt[3]{m_k} \quad (9.23)$$

Как и все коэффициенты, характеризующие работу винта, коэффициент K_c является функцией относительной скорости \bar{V} . Если в формулу (9.23) подставить вместо относительной скорости \bar{V} и коэффициента крутящего момента m_k , их выражения $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$

и $m_k = \frac{102 N_B}{\pi R^2 \rho_H / 2 (\omega R)^2}$, то получим явную зависимость коэффициента K_c от заданных расчетных условий полета (V и H) и исходных значений N_B и D :

$$K_c = \frac{V}{\omega R^3 \sqrt[3]{\frac{102 \sum N_B}{z \pi R^2 \rho_H / 2 (\omega R)^3}}} = \frac{V}{\sqrt[3]{\frac{204 \sum N_B}{z \pi D^2 / 4 \rho_H}}} \quad (9.24)$$

В формулу (9.24) удобно ввести вместо массовой плотности величину $\Delta = \rho_H / \rho_0$, а всю формулу переписать в таком виде:

$$K_c = \frac{V z^{1/3} D^{2/3} \Delta^{1/3}}{12,8 \sum N_B^{1/3}} \quad (9.25)$$

Найдя K_c , определяют $M_{ср}$ на режиме горизонтального полета для СВВП в следующей последовательности: на основании данных V и H определяют действительную высоту и мощность двигателя с учетом скоростного надува, противодавления на выхлопе и потерь в трансмиссии. Далее по таблице стандартной атмосферы определяют величину a_H или T_H/T , после чего определяют величину коэффициента K_c по формуле 9.25, подставив в нее расчетные данные. Зная величину коэффициента K_c , можно определить среднее значение величины $\bar{V}_{ср}$, определяя ее по приведенному на рис. 9.19, после чего, пользуясь формулой (9.22), определим среднее значение числа $M_{ср}$.

Наличие волновых потерь при $M > 0,6 - 0,7$ приводит к необходимости рассмотреть два специфических случая расчета винта: при

$M < 0,6-0,7$, когда волновых потерь нет и выбор винта прост, и при $M > 0,6-0,7$, когда выбор винта требует учета ряда дополнительных

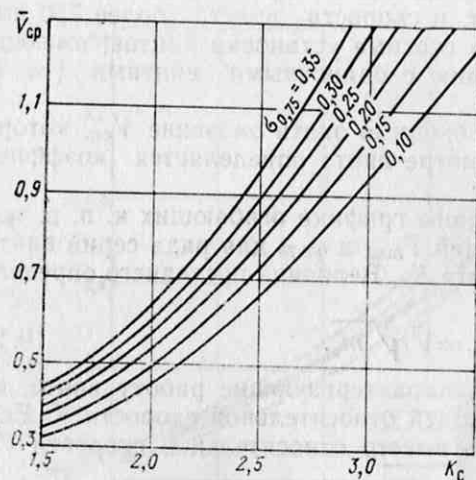


Рис. 9.19. Осредненные значения \bar{V} по K_c и σ

ных факторов. Последний случай характерен для СВВП со скоростями полета свыше 400 км/ч и высокой энерговооруженностью. Рассмотрим эти расчетные случаи.

Подбор винта к СВВП при $M < 0,6-0,7$

Убедившись в том, что $M_{cp} < 0,6-0,7$, подбор наилучшей серии, оборотов и угла установки винта для этого случая производят в следующем порядке: по определенному значению K_c , пользуясь графиком, подобным изображенному на рис. 9.16, построенному для ряда серий винтов, определяют значения η_{max} и выбирают серию винта, дающую наибольшее значение этой величины. Далее по графикам, аналогичным приведенным на рис. 9.17 и 9.18 для этого же значения K_c и выбранной наилучшей серии винтов, определяют \bar{V} и $\phi_{0,75}$ и уточняют определенную выше величину к. п. д. η_{max} с учетом взаимного влияния винта и гондолы двигателя, так как обычно серии винтов испытываются в лаборатории при условиях, зачастую отличных от условий работы винта на летательном аппарате. Учесть это можно, пользуясь графиком, изображенным на рис. 9.20.

Взаимное влияние винта и гондолы двигателя в основном определяется двумя факторами: соотношением между ометаемой площадью винта и миделем гондолы двигателя и очертанием носовой части гондолы двигателя.

График для учета взаимного влияния винта и гондолы двигателя (см. рис. 9.20) построен на основании обработки зарубежных данных по испытаниям натурных винтов. На рис. 9.20 приведены значения поправочного коэффициента K_ϕ , учитывающего изменение

η_{max} в зависимости от эквивалентного диаметра миделя гондолы двигателя к диаметру винта d_3/D .

С учетом этого поправочного коэффициента

$$\eta_V = \eta_{max} C (K_\phi / K_{\phi 0}), \quad (9.26)$$

где K_ϕ — поправочный коэффициент, зависящий от отношения эквивалентного диаметра $d_3 = \sqrt{4F/\pi}$ гондолы двигателя к диаметру винта (F — максимальный мидель поперечного сечения гондолы двигателя на расстоянии R от плоскости вращения винта), определяется по графику, приведенному на рис. 9.20; $K_{\phi 0}$ — коэффициент взаимного влияния винта и гондолы двигателя при испытаниях на стенде во время эксперимента; C — постоянный коэффициент формы гондолы двигателя ($C = 0,97-0,99$), причем большие значения относятся к гондолам, имеющим заостренную (сигарообразную) форму, а меньшие — к гондолам, у которых непосредственно за плоскостью вращения винта имеется резкое изменение миделя поперечного сечения (капоты, кольцевые воздухозаборники и т. п.).

Зная \bar{V} , оптимальные угловые скорости вращения винта находят по формуле

$$\omega = V/R\bar{V}, \quad (9.27)$$

а коэффициент крутящего момента (при необходимости) определяют из отношения

$$m_K = (\bar{V}/K_c)^3. \quad (9.28)$$

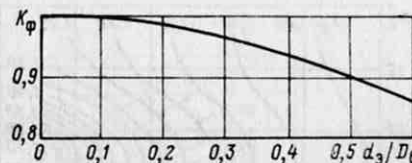


Рис. 9.20. Зависимость K_ϕ от d_3/D

Подбор винта к скоростному СВВП при $M > 0,6-0,7$

Определение оптимальных для заданного расчетного режима указанных выше параметров винта для скоростного СВВП, имеющего большую энерговооруженность, с учетом всех требуемых поправок значительно сложнее, чем подбор винта для легкого по взлетной массе и нескоростного СВВП. Но все-таки расчет по этому методу намного проще и точнее по сравнению с существующими методами подбора винта к самолету, так как ряд поправок (потери мощности двигателя от противодавления на выходе, приращение высотности двигателя вследствие скоростного наддува и влияние числа M на мощность, поглощаемую винтом) определяют в первой стадии расчета. Все это в значительной степени уменьшает вычислительные работы.

Если установлено, что для расчетных условий число $M_{cp} > 0,6-0,7$, то для сохранения высоких значений к. п. д. и снижения волновых потерь винта на первом этапе необходимо выбрать такое заполнение, при котором M не превышало бы допустимого значения, причем допустимое значение M' можно принимать не более $0,95-0,97$ при относительной толщине $\bar{c}_{0,9} = 0,04 \dots 0,05$ на $\bar{r} = 0,9$.

После выбора схемы винта, числа его лопастей или коэффициента заполнения, приступают к выбору наилучшей серии, сравнивая теперь только характеристики винтов, имеющих выбранные параметры. Для удобства расчетов составляют соответствующую таблицу, в которой фиксируют все данные по расчету рассматриваемых серий винтов. На к. п. д. винта при наличии волновых потерь очень сильно влияют следующие факторы: число M , при котором

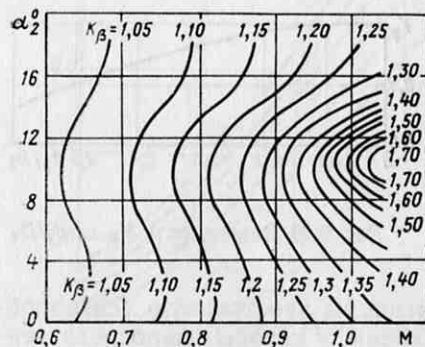


Рис. 9.21. Зависимость K_β от числа M и угла α_r

работают лопасти винта, геометрическая крутка и относительная толщина лопастей $\bar{c}_{0,9}$, форма профиля поперечных сечений лопасти и угол атаки сечения лопастей α_r .

Далее, зная величину K_c в первом приближении для расчетных условий по графикам, приведенным на рис. 9.17 и 9.18, определяем значения $\bar{V} = f_1(K_c)$ и $\varphi_{0,75} = f_2(K_c)$. Затем необходимо определить поправки, учитывающие влияние числа M на мощность и к.п.д. винта, которые зависят от величины относительной толщины геометрического угла атаки лопасти α_r .

Из упрощенного скоростного треугольника, построенного для профиля поперечного сечения на относительном радиусе $\bar{r} = 0,75$, получаем

$$\alpha_r = \varphi_{0,75} - \beta_{0,75}. \quad (9.29)$$

Кажущийся угол протекания струй $\beta_{0,75}$ определяется из соотношения

$$\beta_{0,75} = \arctg(V/0,75u) = \arctg(\bar{V}/0,75). \quad (9.30)$$

Определив $\beta_{0,75}$, находим по формуле 9.29 величину геометрического угла атаки α_r .

Число M при определении поправок в первом приближении находится по формуле 9.22, в которую вместо $\bar{V}_{ср}$ необходимо подставить соответствующие значения \bar{V}_m , определенные для каждой серии винтов (см. рис. 9.17).

Определив величины α_r и M , необходимо, прежде чем искать потери к. п. д. за счет волнового сопротивления, найти коэффициент потери мощности K_β (см. рис. 9.21), так как это приведет к выбору несколько меньших оборотов винта. Новое значение мощности определяется по формуле

$$N'_B = N_B/K_\beta. \quad (9.31)$$

Определение на этом этапе расчета мощности, расходуемой на

преодоление волновых потерь винта, значительно упрощает подбор винта для скоростного СВВП, так как исключает в дальнейшем то большее количество пересчетов, какое необходимо производить при подборе винта по обычным методам.

Метод последовательных приближений применяется в этом случае только при расчете N_B , K_c , \bar{V} и $\varphi_{0,75}$, в дальнейшем используются уже уточненные значения этих величин. Для нового значения мощности N'_B определяем исправленное значение коэффициента K_c по формуле (9.25).

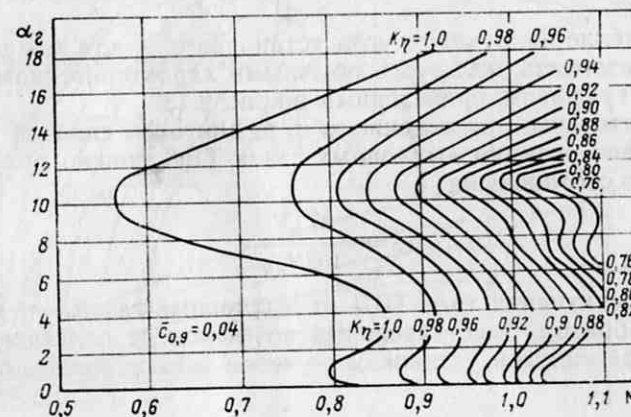


Рис. 9.22. Зависимость K_η от числа M и угла α_r

Пользуясь графиком $\bar{V} = f_1(K_c)$ и $\varphi = f_2(K_c)$ для этих же серий винтов, определяем новые значения \bar{V} и $\varphi_{0,75}$ для каждой серии винтов при новых значениях K_c . Заметим, что теперь для каждой серии величина K_c будет иметь свое значение, так как волновые потери винтов различны из-за индивидуальных особенностей каждой серии. Новым значениям \bar{V} будут соответствовать определенные значения оборотов (см. формулу 9.27) для каждой серии. Далее, пользуясь графиком огибающих, приведенным на рис. 9.16, определяем значения к. п. д. для вновь подсчитанных значений K_c .

При определении коэффициента волновых потерь K_η необходимо более точно знать величины M , $\bar{c}_{0,9}$ и α_r .

Величина M определяется по той же формуле (9.22), в которую необходимо подставить вторично определенные значения \bar{V} , а величина относительной толщины сечения лопасти $\bar{c}_{0,9}$ на относительном радиусе $\bar{r} = 0,9$ определяется по геометрической характеристике винта. Такие данные иногда приводятся и на графиках, подобных приведенным на рис. 9.16—9.18. Расчетный геометрический угол атаки α_r определяется по формуле 9.29, но для расчетных значений $\varphi_{0,75}$ и $\beta_{0,75}$.

Коэффициент волновых потерь к. п. д. винта K_η определяется

по графикам, подобным изображенному на рис. 9.22 в зависимости от параметров $\bar{c}_{0,9}$, α_f и M .

Учет взаимного влияния винта и гондолы двигателя на к. п. д. винта аналогичен приведенному для $M < 0,6-0,7$.

Таким образом, можно определить наилучшее значение к. п. д. с учетом волновых потерь и связанного с этим изменением угла установки и оборотов, а также с учетом взаимного влияния винта и гондолы двигателя по формуле $\eta = \eta_{\max} \times K_\eta K_f$, где η — определен по графику на рис. 9.16 для расчетного значения K_c ; K_η — определен по графику на рис. 9.22; $K_f = CK_\Phi/K_{\Phi 0}$ — определен по графику на рис. 9.20.

Определение наилучшего угла установки $\varphi_{0,75}$ для каждой серии можно производить, пользуясь обычными характеристиками серий винтов или графиком, приведенным на рис. 9.18.

Дополнительное приращение к. п. д. винтовой силовой установки вследствие реакции выхлопных газов ТВД можно получить из следующего соотношения:

$$\Delta \eta_R = \frac{\Delta T_R V}{102 N_{\eta}} \quad (9.32)$$

где ΔT_R — реактивная тяга ТВД от выхлопных газов.

Таким образом, действительный коэффициент полезного действия винтовой силовой установки с учетом всех поправок будет составлять

$$\eta_{c,y} = \eta + \Delta \eta_R = \eta_{\max} K_\eta K_f + \Delta \eta_R \quad (9.33)$$

Так как выбор винта производится по кривым огибающих к. п. д., т. е. по оптимальным значениям для данной серии, а результаты расчетов являются оптимизацией этих значений, то данный метод расчета является методом оптимизации оптимальных параметров винта.

7. МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ РАБОЧИХ ГРАФИКОВ

Наиболее точным методом построения рабочих графиков, показанных на рис. 9.16, 9.17 и 9.18, является метод построения графиков ряда зависимостей к. п. д. винта от K_c для различных углов установки лопастей. Такой типовой график представлен на рис. 9.23, на котором проведена огибающая кривых к. п. д. (пунктир), она является кривой оптимальных значений к. п. д. данной серии винтов $\eta_{\max} = f_1(K_c)$, нанесенной на графике, изображенном на рис. 9.16. На этот же график (см. рис. 9.23) наносят значения $\bar{V} = f_2(K_c \varphi)$. Если теперь из точек касания огибающей и кривых $\eta = f_3(K_c \varphi)$ для определенных значений углов установки φ опустим перпендикуляры на ось абсцисс, то получим значения K_c , соответствующие оптимальным значениям к. п. д. данной серии для этих углов установки лопастей. Опуская перпендикуляры, пересекаем и линии значений \bar{V} для данного угла установки φ . В точках пересечения перпендикуляров с линиями $\bar{V} = f_2(K_c \varphi)$ будем иметь значения \bar{V} , соответствующие оптимальным значениям к. п. д. винта.

Полученные данные наносим на рабочий график, приведенный на рис. 9.17, в виде кривой $\bar{V}_m = f(K_c)$. Кривые $\varphi_m = f_5(K_c)$, нанесенные на график (см. рис. 9.18), построены по значениям φ , соответствующим η_m .

Таким образом, получены для рассматриваемой серии винтов три зависимости $\eta_m = f_1(K_c)$ — линия A , $\bar{V}_m = f_4(K_c)$ — линия B и $\varphi_m = f_5(K_c)$.

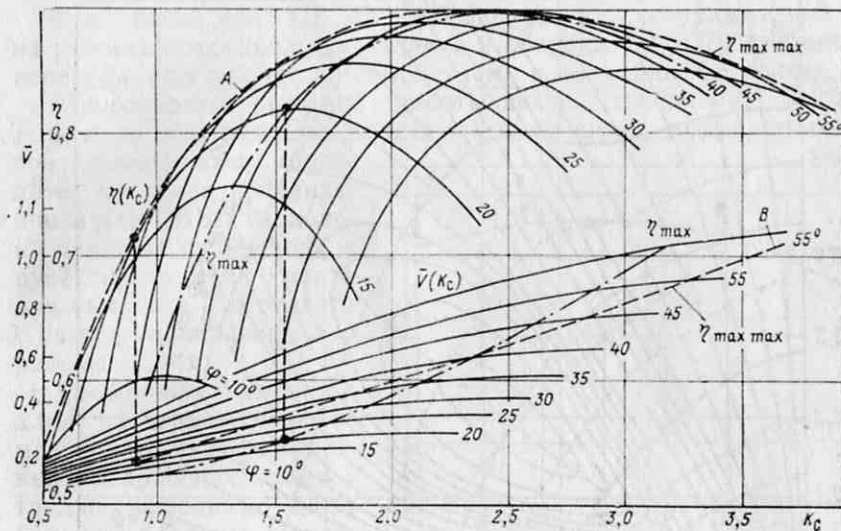


Рис. 9.23. К построению рабочих графиков

В зависимости от числа и геометрических параметров лопасти кривые будут иметь различную конфигурацию.

Указанная методика построения рабочих графиков имеет высокую точность, но требует больших затрат времени на построение графиков, подобных приведенным на рис. 9.23. Кроме того, необходимо иметь характеристики серии винтов в новых обозначениях $m_k = f_1(\bar{V}, \varphi)$ и $\eta_v = f_2(\bar{V}, \varphi)$. В связи с этим может быть предложен упрощенный метод их построения.

Если отсутствуют графики зависимости $m_k = f_1(\bar{V}, \varphi)$ и $\eta_v = f_2(\bar{V}, \varphi)$, то их можно получить используя обычные характеристики винтов $\beta = f(\lambda, \varphi)$ (рис. 9.24). Для этого на противоположных сторонах шкал β и λ строят шкалы m_k и \bar{V} по формулам $m_k = (8/\pi^4) \times \beta \approx 0,081 \beta$, $\bar{V} = \lambda/\pi \approx 0,318 \lambda$, а затем, наложив на график кальку, наносят новую сетку.

Из соотношения $K_c = \bar{V}/\sqrt{m_k}$ получаем $m_k = (\bar{V}/K_c)^3$.

Задав рядом значений K_c в диапазоне от $K_c = 0,5$ до $K_c = 4$ с интервалом $0,2-0,3$, получим ряд кривых зависимостей $m_k = (\bar{V}/\text{const})^3$.

Нанеся результаты расчетов на кальку, наложенную на график, показанный на рис. 9.24, получим ряд кубических парабол. В точках касания этих кривых с линией $\eta_V = \text{const}$ будем иметь оптимальные значения к. п. д. и \bar{V} для данного значения K_c и соответствующий им угол установки лопасти винта. Проведя аналогичные построения для других значений K_c , можно получить зависимости

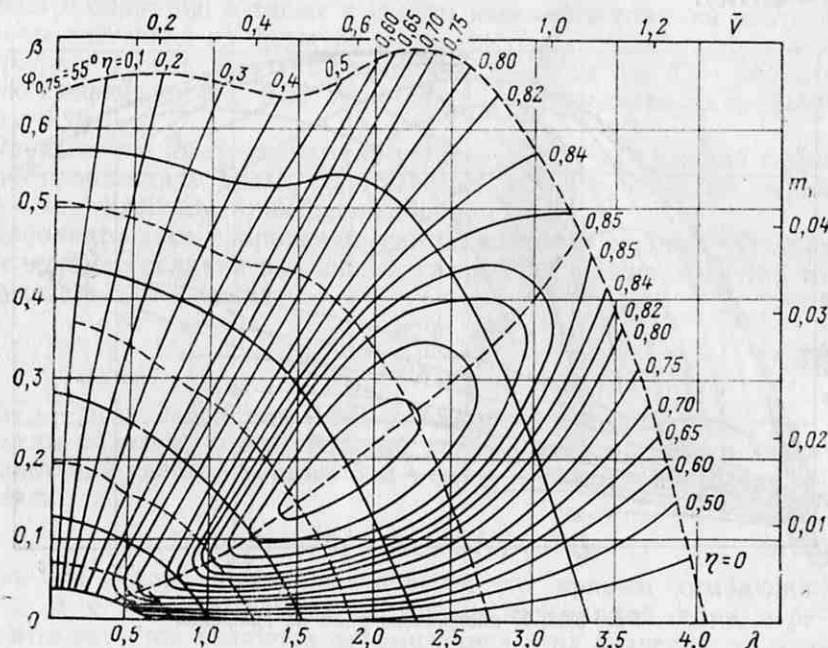


Рис. 9.24. Нормальная характеристика винта самолета

$\eta_V(K_c)$, $\bar{V}(K_c)$ и $\varphi(K_c)$ данной серии и нанести их на рабочие графики.

В связи с тем, что кривые $m_k(\bar{V})$ являются кубическими параболом и их касание с линиями $\eta = \text{const}$ происходит в точках, близких к вертикали, проведенной к той же линии $\eta_V = \text{const}$, то приведенный выше упрощенный метод построения рабочих графиков можно еще больше упростить, заменив параболы вертикальными линиями.

Проведя вертикальные касательные к линиям $\eta_V = \text{const}$, получаем точки, в которых η_V имеет максимальное значение для данного V и соответствующих значений m_k и φ . Определив для данных точек касания значение $K_c = \bar{V} / \sqrt[3]{m_k}$, наносят полученные значения η_m , \bar{V}_m и φ_m на рабочие графики.

Многочисленные расчеты показывают, что погрешность при последнем из указанных методов в диапазоне \bar{V} от 0 до 0,5 незначительна и вполне допустима для расчетов и при сравнительной оцен-

ке данной серии. В диапазоне от $\bar{V} = 0,5$ и выше погрешность в значениях φ достигает $1-2^\circ$ в большую сторону, т. е. из полученных значений φ необходимо вычесть $1-2^\circ$, а погрешность в определении K_c настолько мала, что ее можно не учитывать.

8. СПЕЦИФИКА ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТА СВВП, КОТОРЫЕ СЛЕДУЕТ УЧИТЫВАТЬ ПРИ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИИ

Воздушный винт СВВП предназначен для создания силы тяги на режимах вертикального взлета и посадки, прямого и обратного перехода, при разбеге по-самолетному и на маршевом полете.

Многообразие режимов работы винта, требование высокого к. п. д. на всех режимах полета и малого шума, создаваемого винтом, заставляют подходить к проектированию винта для СВВП несколько иначе по сравнению с проектированием винта для самолета и вертолета с учетом специфики его работы.

Требование высокого к.п.д. на основных режимах полета (взлета, висения и маршевого полета) трудно выполнимо из-за большой разницы в условиях работы винта. На вертикальных режимах полета и на режиме висения, когда отсутствует поступательная скорость V , оптимальная геометрическая крутка винта составляет $10-15^\circ$, тогда как при маршевом полете потребная крутка лопасти (для получения высоких значений к.п.д.) достигает $35-40^\circ$. Такой диапазон потребных круток приводит к необходимости создания компромиссной крутки в пределах $25-30^\circ$.

На рис. 9.25 представлена зависимость η_0 и η_V от крутки винта. На графике отражено противоречие между этими к. п. д.

Небольшие значения η_V при $\bar{V} = 0,75$ в диапазоне $\varphi = 10 \dots 25^\circ$ объясняется тем, что профили комлевых сечений лопастей имеют отрицательные углы атаки и создают вместо тяги — сопротивление.

Отмечают, что попытки создания лопастей с изменяемой круткой пока еще не увенчались успехом, поэтому конструктор вынужден искать компромисс между этими значениями крутки. Как следует из графика, приведенного на рис. 9.25, η_0 мало изменяется при изменении крутки в широком диапазоне углов φ_0 , тогда как η_V зависит в основном от режима полета (\bar{V}) и величины крутки винта (φ_0), поэтому при решении этого компромисса склоняются больше в сто-

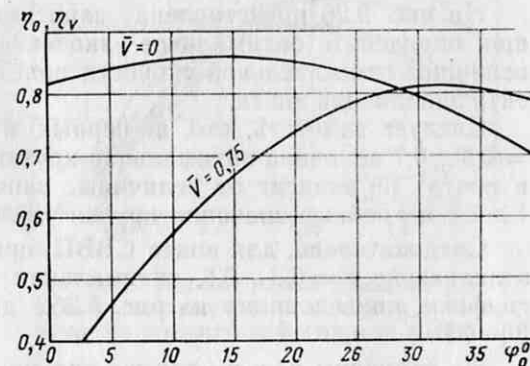


Рис. 9.25. Зависимость относительного и маршевого к. п. д. винта от угла крутки лопастей

рону $\varphi = f(\bar{V})$, несмотря на то, что режим взлета является наиболее напряженным по мощности режимом полета.

Выбор крутки винта следует производить для режима крейсерского полета СВВП как наиболее продолжительного по времени.

Согласно импульсной теории винта [37] $\varphi_e = \beta_e + \alpha_e$, где $\beta_e = \arctg(V_1/r\omega)$, а $\alpha_e \cong \text{const}$ и для винтовых профилей находится в пределах $5-7^\circ$, что соответствует $c_y = 0,6 \dots 0,8$.

Относительная скорость в плоскости винта согласно этой же теории $\bar{V}_1 = \bar{V}_0 + \bar{v}_1 = \bar{V}_0/2 + \sqrt{\bar{V}_0^2/4 + 1/8 c_y \sigma \bar{V}}$. Зная скорость \bar{V}_1 , определяют β_e и далее угол крутки, как

$$\varphi_0 = \varphi_{\bar{r}=0,3} - \varphi_{\bar{r}=1,0} = (\beta_e + \alpha_e)_{\bar{r}=0,3} - (\beta_e + \alpha_e)_{\bar{r}=1,0}.$$

Но так как $\alpha_e \cong \text{const}$, то можно записать $\varphi_0 \cong \beta_{e\bar{r}=0,3} - \beta_{e\bar{r}=1,0}$.

На рис. 9.26 представлена зависимость $\varphi = f(\bar{V}, \sigma)$, позволяющая определить оптимальное значение крутки в зависимости от величины относительной скорости полета и выбранного коэффициента заполнения винта.

Следует заметить, что, во-первых, в рабочем диапазоне $V = 0,4 \dots 0,7$ величина оптимальной крутки изменяется незначительно и почти не зависит от величины заполнения и, во-вторых, при $\bar{V} > 0,5$ потребные значения крутки уменьшаются.

Следовательно, для винта СВВП, предназначенного для работы в диапазоне $\bar{V} = 0,3 \dots 0,8$, оптимальная крутка лопастей согласно графику, приведенному на рис. 9.26, должна быть в пределах $30-33^\circ$.

На величины η_0 и η_V так же сильно влияет схема винта и в незначительной степени форма профиля поперечного сечения лопасти винта.

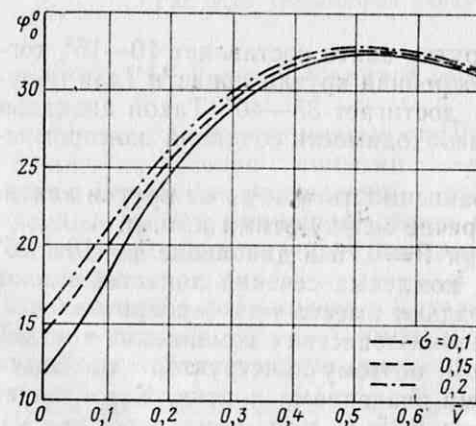


Рис. 9.26. К определению оптимальной крутки лопастей

Влияние схемы винта и коэффициента его заполнения на η_0 достаточно подробно рассмотрено в работе [19], а влияние схемы винта и коэффициента заполнения на η_V можно проследить на графиках, приведенных на рис. 9.27 и 9.28, из которых следует, что соосные винты на всем диапазоне \bar{V} имеют значительные преимущества перед другими двумя схемами, а увеличение коэффициента заполнения приводит к росту маршевого к. п. д. η_V с вершинной максимальных значений, сдвинутой в сторону больших значений \bar{V} .

Однако практикой установлено, что с точки зрения прочности и массы лопастей целесообразно для легконагруженных винтов применять коэффициент заполнения в пределах $0,09-0,11$, а для тяжелонагруженных винтов — в пределах $0,11-0,175$, так как дальнейшее увеличение коэффициента заполнения приводит к значительному росту массы лопастей и момента относительно продольной оси лопасти без ощутимого увеличения к. п. д. винта.

Многочисленные экспериментальные исследования, при которых, как известно, основная масса маршевых винтов имеет $\sigma = 0,08 \dots 0,15$, а η_{max} имеет место при значениях $\bar{V} = 0,45 \dots 0,65$ и углах установки $\varphi_{0,75} = 30-40^\circ$, подтверждают сделанные выводы.

Увеличение коэффициента заполнения и углов крутки лопастей винта, естественно, приводит к большей нагруженности винта и, как следствие, к большему шуму винта и увеличению эрозии почвы. Последние два фактора не позволяют применять тяжелонагруженные винты для подъемно-маршевых систем пассажирских СВВП.

Вопросы, связанные с определением удельной нагрузки на винт, рассмотрены в гл. 2, разд. 2.

Установлено, что допустимую нагрузку на винт пассажирских СВВП, предназначенных для использования в черте города, следует принимать в пределах $60-120 \text{ кгс/м}^2$, а для транспортных СВВП она может достигать более 200 кгс/м^2 .

Вопросы, связанные с допустимыми значениями шума, рассмотрены в работе [20].

Пользуясь формулой (9.21), можно построить график потребных диаметров винта в зависимости от взлетной массы и допустимой удельной нагрузки на винт. Такой график представлен на рис. 9.29. Используя этот график, можно подсчитать оптимальную угловую скорость вращения винта и определить оптимальную редукцию винта СВВП на основных режимах полета.

Полученные зависимости, подобные изображенным на рис. 9.30, позволяют определить оптимальные значения редукции $i = \omega_V/\omega_0$.

Как следует из графика, изображенного на рис. 9.30, оптимальная редукция зависит от режима полета \bar{V} и почти не зависит от удельной нагрузки на винт. Кроме того, из графика следует, что при проектировании винта необходимо предусматривать его работу

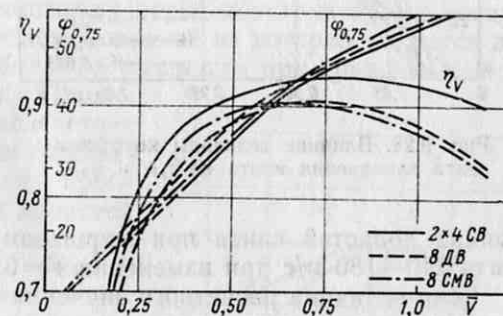


Рис. 9.27. Влияние схемы винта на величину маршевого к. п. д. и угла установки по относительной скорости полета

не только в большом диапазоне оптимальных угловых скоростей, но и углов установки лопастей.

Как указано в работе [20], необходимый диапазон изменения угловой скорости вращения вала подъемно-маршевого винта может быть достигнут за счет допустимого диапазона угловой скорости вращения свободной турбины двигателя, а если этого недостаточно, то необходимо применять двухскоростной редуктор. Далее при проектировании винта для СВВП следует учитывать, что из условий отсутствия волновых потерь, окружная скорость на

концах лопастей винта при маршевом полете не должна превышать 240—180 м/с при изменении $\bar{V}=0,3 \dots 0,8$ соответственно.

Если величина расчетного значения \bar{V} , необходимая для выбора основных параметров винта в начале проектирования неизвестна,

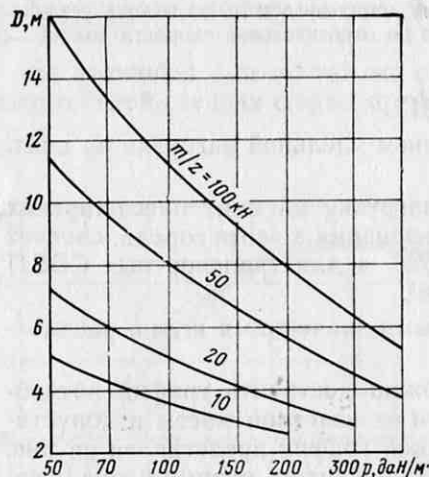


Рис. 9.29. Потребные диаметры винта

то ее можно определить по графику осредненных значений (см. рис. 9.19), для чего следует сначала определить K_c , пользуясь формулой (9.25).

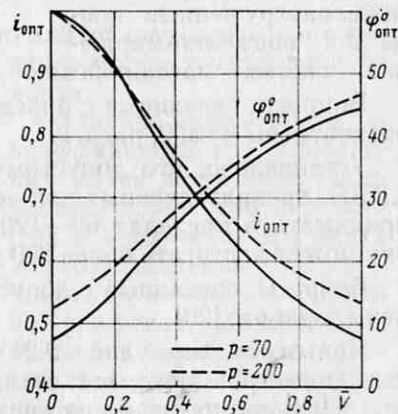


Рис. 9.30. Оптимальные значения редукции и крутки лопастей по относительной скорости полета

Таким образом, при проектировании винта для СВВП необходимо учитывать потребные оптимальные крутку и редукцию винта, расчетные значения \bar{V} и φ из условий получения оптимальных значений к. п. д. и допустимые значения окружных скоростей в зависимости от расчетных значений \bar{V} .

9. КОНСТРУКТИВНЫЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ТЯЖЕЛОНАГРУЖЕННЫХ ВИНТОВ СВВП

Исследования в области создания СВВП затронули и исследования в области тяжелонагруженных воздушных винтов. Установка мощных ТВД на СВВП поставила перед конструкторами воздушных винтов ряд новых проблем, основной из которых является преобразование в силу тяги большой мощности при сравнительно небольших диаметрах винта. Применение соосных винтов вследствие сложности их конструкции оказалось не лучшим решением проблемы. Увеличение ширины лопастей приводит к увеличению момента от центробежных сил лопасти относительно оси ее вращения, что значительно увеличивает мощность механизмов управления винтом. Увеличение числа лопастей больше четырех, приводит к сложности конструкции втулки винта, значительному увеличению размеров, а следовательно, и массы.

Использование больших мощностей и ограничения в диаметре привело к применению более широких лопастей, особенно в их концевой части. Для винтов СВВП с ТВД применяются профили с большими значениями $M_{кр}$ и значительно меньшей их относительной толщиной, которая на концевых сечениях достигает величины менее 5%, что отрицательно влияет на вибрационные характеристики винта. Относительная толщина лопастей у корня уменьшается до предельно допустимых с точки зрения прочности и имеет специальную профилировку. Последнее вызвано еще и требованием равномерности поля индуктивных скоростей в струе винта.

Применение ТВД без свободной турбины крайне затрудняет его систему управления. На рис. 9.31 представлена типовая характеристика совместной работы винта и двигателей различных типов. Как показывает график, совместная работа винта с поршневыми двигателями 2 и ТВД 1 (со свободной турбиной) устойчива, так как при увеличении угловой скорости выше оптимальных располагае-

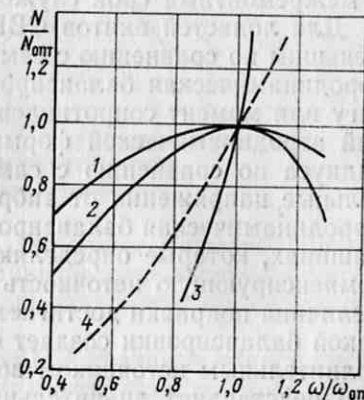


Рис. 9.31. Характеристика совместной работы винта и двигателя:

1—ТВД со свободной турбиной; 2—поршневой двигатель; 3—ТВД без свободной турбины; 4—воздушный винт

мая мощность меньше необходимой для вращения винта 4, а при падении угловой скорости наоборот, тогда как при работе винта с ТВД без привода от свободной турбины 3 работа системы винт — двигатель неустойчива. Так, например, при увеличении угловой скорости выше оптимальной располагаемая мощность двигателя больше мощности, необходимой для вращения винта, что приводит к еще большему увеличению угловой скорости вращения (к разносу) и наоборот при уменьшении угловой скорости мощность двигателя падает быстрее, чем мощность, необходимая для вращения винта. Считают, что кроме этого, большую проблему представляет реверсирование винта при посадке и торможении скорости для ТВД без свободной турбины, требующей постоянства угловой скорости вращения вала винта.

Ресурс работы винтов, установленных на самолетах с ТВД, обладающих большой уравниваемостью, достигает более 15 000 ч, а межремонтный срок службы винтов достигает 5000—6000 ч.

Для лопастей винтов СВВП, ресурс которых будет несколько меньшим по сравнению с самолетным, необходима индивидуальная аэродинамическая балансировка для того, чтобы получить равную тягу или момент сопротивления, так как из-за небольших отклонений аэродинамической формы лопасти и относительно большого радиуса по сравнению с самолетными винтами возникают значительные напряжения от вибрации, что будет влиять на их ресурс. Аэродинамическая балансировка производится на соответствующих машинах, которые определяют поправку угла установки лопастей, компенсирующую неточность их производственного изготовления. Величина поправки достигает иногда 8—12'. Каждая лопасть после такой балансировки создает одинаковую тягу и перестает быть дополнительным источником возникновения вибраций винта.

Представляет значительный интерес создание пустотелых лопастей с работающей обшивкой и лопастей, изготовленных из пластмассовых материалов с применением стекловолокна, пенопластов и сотовых конструкций.

Создание винтов с переменной кривизной профиля позволяет значительно улучшить их аэродинамические и весовые характеристики. Лопастей такого винта сдвоены и располагаются tandemно с небольшим углом. При дифференциальном изменении угла установки каждой пары лопастей можно изменить кривизну образующегося при этом профиля. На взлете обе лопасти располагаются так, что образуют как бы одну широкую лопасть с необходимой кривизной, при полете с крейсерской скоростью они несколько смещены, а при реверсе тяги они образуют бипланную конструкцию (рис. 9.32). Кривизна общего профиля устанавливается автоматически. Аэродинамическое качество профилей с tandemным расположением при $c_y > 0,4$ значительно больше одиночного профиля и его максимум перемещается на большие значения c_y при увеличении разницы в установочных углах передней и задней лопастей. Очевидно, можно подобрать такое соотношение углов, при котором аэродинамическое качество будет максимальным на вертикальных ре-

жимах полета, что заметно повысит относительный к. п. д. винта. Следует заметить, что за рубежом во время испытаний винта с изменяемой кривизной при работе на месте было обнаружено, что уровень шума у этого винта на 3—4 дБ ниже по сравнению с обычным воздушным винтом, имеющим такие же значения тяги и окружных скоростей концов лопастей. Это явление, по-видимому, связано с более благоприятным течением в пограничном слое бла-

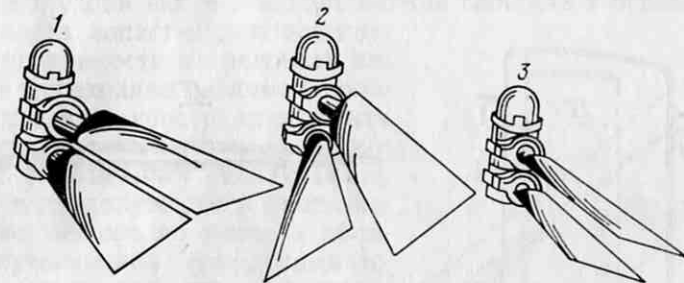


Рис. 9.32. Винт с переменной кривизной профиля. Положение лопастей при различных режимах полета: 1—взлет; 2—крейсерский полет; 3—реверс тяги

годаря эффекту щелевого закрылка у спаренных лопастей. Предполагается, что на взлете изменяемая кривизна дает выигрыш в уровне шума порядка 4 дБ кроме выигрыша, полученного в результате уменьшения концевых скоростей винта.

Заслуживает внимания для СУ СВВП и создание единой системы: винт — редуктор, включающий винт, редуктор, систему управления винтом и вспомогательные агрегаты. Разработка такой системы для СВВП ХС-142 с двигателем Т-64 дала экономию массы 55 кг на каждый двигатель, что составило 1,2—1,5% от взлетной массы этого самолета. Экономия массы получена в результате применения общего маслорадиатора для охлаждения деталей винта и редуктора и уменьшения габаритных размеров СУ, а следовательно, и ее массы.

Одним из последних достижений (сведения о которых опубликованы в зарубежной печати) является разработка лопастей облегченной конструкции, имеющих стальной лонжерон и покрытие из стеклопластика (рис. 9.33). Такая конструкция при достаточной прочности и минимальной массе позволяет создавать винты большого диаметра при значительно меньшей их стоимости по сравнению с обычными лопастями. За рубежом освоено изготовление облегченных пластмассовых коков винта, в которых вмонтированы и противообледенительные устройства. Все это дает основание предполагать, что масса СУ с ТВД может быть значительно снижена.

На рис. 9.34 и 9.35 показана конструктивная схема лопасти, изготовленной из пластика, которую можно считать типичной и для лопастей СВВП.

Схема конструкции четырехлопастного винта СВВП Во.140 показана на рис. 9.36. Лопасти винта трапецевидной формы имеют сужение 3/4, профилированный стальной лонжерон, прикрепленный к втулке с помощью цангового устройства и опирающийся на два фторопластовых подшипника. Центробежная сила лопасти воспринимается торсионом. Хвостовая часть лопасти имеет сотовое заполнение, а передняя часть лопасти, очевидно, заполняется самовспенивающимся плотным наполнителем, обшивка из стеклопластика.

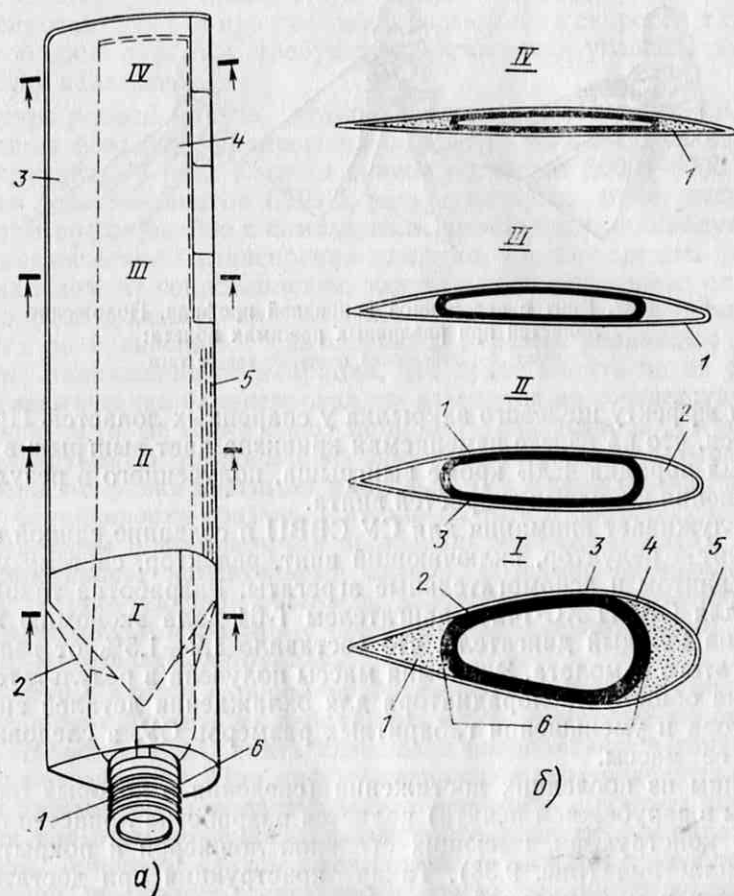


Рис. 9.33. Конструкция винта СВВП облегченного типа:

а—элементы лопасти (1—токоосъемное кольцо противообледенительной системы; 2—корневая нервюра; 3—стеклопластиковое покрытие с никелевой задней кромкой; 4—стальной лонжерон; 5—противообледенитель винта; 6—комлевые вентиляционные отверстия); б—сечения лопасти (сечение I: 1—пенопластовый наполнитель; 2—соединительный элемент; 3—стеклопластиковое покрытие; 4—лонжерон; 5—противообледенитель; 6—комлевые вентиляционные отверстия; сечение II: 1—стеклопластиковое покрытие; 2—лонжерон переменной толщины; 3—соединительный элемент; сечение III: 1—обшивка лопасти; сечение IV: 1—пенопластовый наполнитель)

Для СВВП представляют значительный интерес полужесткие винты. Полужестким винтом называется такой подъемно-маршевый винт, у которого отсутствуют вертикальные и горизонтальные шарниры, а изгибная жесткость лопастей значительно отличается от жесткости лопастей обычных вертолетных винтов. Такой винт иногда называют «жестким», имея в виду жесткое закрепление лопастей на втулке, или «бесшарнирным» из-за отсутствия шарниров.

Основной принцип полужесткого винта заключается в упрощении конструкции винта и использовании гибкости в основной комлевой части лопастей для повышения управляемости на режимах висения и переходных режимах полета. Упрощение конструкции винта способствует повышению надежности и упрощению эксплуатации. Кроме того, полужесткий винт значительно меньше по массе и обладает улучшенными аэродинамическими и динамическими характеристиками по сравнению с шарнирным и жестким винтами.

В настоящее время есть три схемы винтов подобного типа. К одной из них относится винт, имеющий жесткое закрепление лопастей к втулке, и лопасти, обладающие достаточной гибкостью, благодаря которой они могут совершать маховые движения без существенного увеличения изгибных напряжений. Вторая схема полужесткого винта — когда «жесткие» лопасти крепятся к «жесткой» втулке с помощью упругих элементов или упругих «рукавов» втулки, позволяющих лопасти совершать маховое движение. И, наконец, третья схема — когда винт имеет сравнительно жесткие лопасти, которые прикреплены к валу несущего винта с помощью втулки на кардане, имеющей упругий элемент и угол конусности, позволяющий снизить изгибные напряжения в лопастях и их маховое движение.

Степень жесткости полужестких винтов характеризуется величиной условного «разноса» шарниров. Чем больше разнос шарниров, тем больше «жесткость» винта. Для винтов с шарнирным креплением лопастей разнос составляет величину от 0 до 0,05 радиуса винта; для полужестких винтов условный «разнос» в диапазоне от 0,05 до 0,2, а при «разносе» свыше 0,2 винт можно считать «жестким».

Полужесткий винт по многим своим свойствам, в том числе и аэродинамическим, почти эквивалентен шарнирному винту с увеличенным разносом шарниров. Консольно закрепленная на втулке лопасть, изгибная жесткость которой существенно не отличается от жесткости шарнирно закрепленной лопасти, под действием внеш-

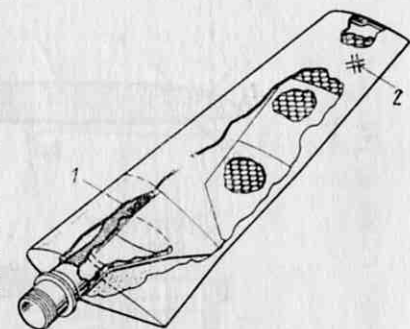


Рис. 9.34. Схема лопасти, изготовленной из стеклоткани с однонаправленным расположением (1) и перекрестным расположением слоев (2)

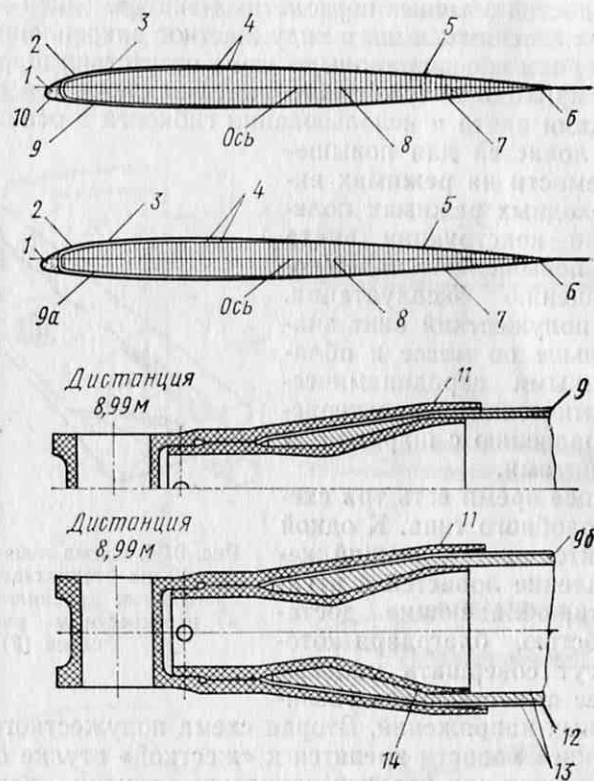


Рис. 9.35. Сечение профиля и комлевой части лопасти с применением в основном стекловолкна и бороволокна:

1—носик лопасти из соединения вольфрама; 2—противозероизонная накладка из титана; 3—обшивка из бороволокна с перекрестным расположением слоев; 4—слой бороволокна с перекрестным расположением, работающие на кручение; 5—упрочнение заполнителя из бороволокна с перекрестным расположением слоев; 6—клиновидный профиль хвостовой части лопасти из бороволокна с перекрестным расположением слоев; 7—защитный слой из бороволокна с перекрестным расположением слоев; 8—сотовый заполнитель из алюминиевой фольги; 9—лонжерон, изготовленный из однонаправленных волокон бора; 9a—лонжерон, изготовленный из однонаправленного стекловолкна; 9b—лонжерон, изготовленный из однонаправленного стекло- и бороволокна; 10—накладка из листового бороволокна; 11—стакан лопасти из титана; 12—внешний слой обшивки из стекловолкна с перекрестным расположением слоев; 13—слой из стекловолкна с перекрестным расположением слоев, работающий на кручение; 14—законцовка лопасти из титана

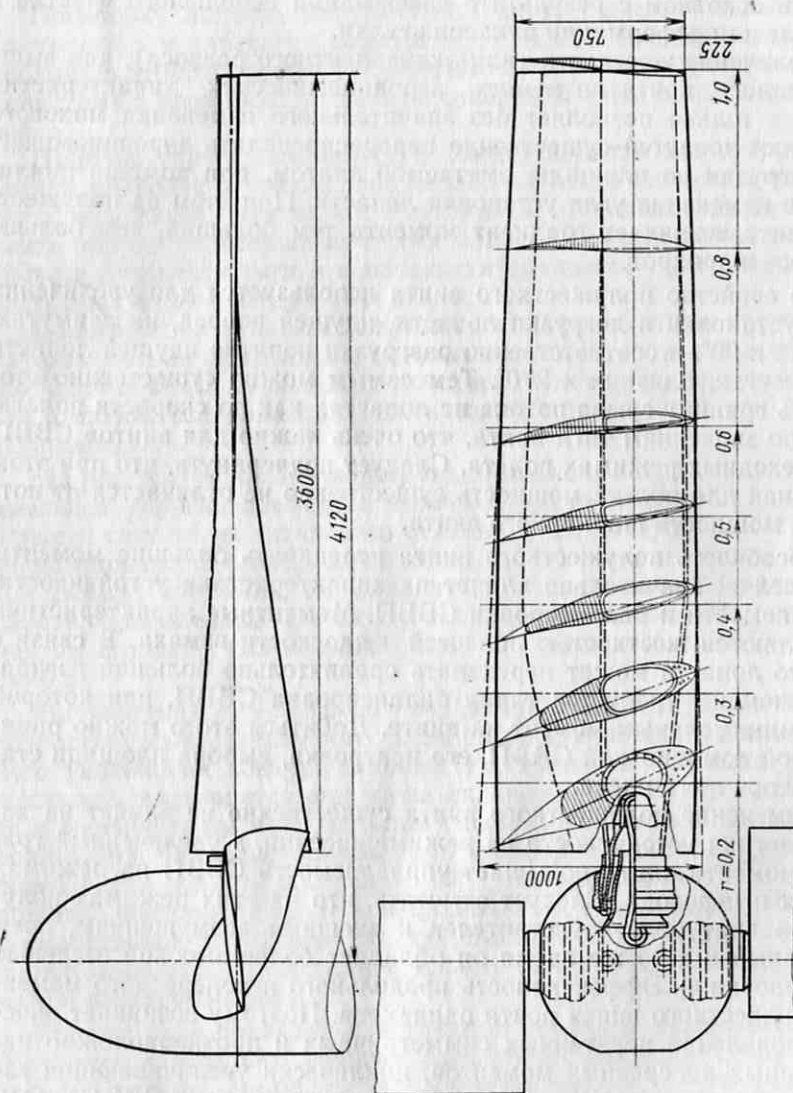


Рис. 9.36. Конструктивная схема лопасти винта СВВП Во.140

них сил той же величины отклоняется, примерно, на тот же угол, что и у шарнирного винта. Это объясняется тем, что у такой схемы винта влияние внешних сил на величину деформации лопасти гораздо меньше влияния центробежных сил.

Поэтому отклонения лопасти такого полужесткого винта происходят в основном в результате деформации небольшого участка в ее комле или деформации рукавов втулки.

Увеличение жесткости (или эквивалентного разнosa), как выше указывалось, почти не меняет аэродинамических характеристик винта, а только позволяет без значительного изменения махового движения лопастей существенно перераспределить аэродинамические нагрузки по площади, ометаемой винтом, при помощи циклического изменения угла установки лопасти. При этом на полужестком винте возникает градиент момента тем больший, чем больше «разнос» шарниров.

Это свойство полужесткого винта используется для увеличения углов установки и догрузки лопасти, идущей вперед, на азимутах, близких к 90° , и соответственно разгрузки попятно идущей лопасти на азимутах, близких к 270° . Тем самым можно существенно отодвинуть границу срыва потока на лопастях как по скорости полета, так и по значениям тяги винта, что очень важно для винтов СВВП на переходных режимах полета. Следует подчеркнуть, что при этом потребная для полета мощность существенно не отличается от потребной мощности шарнирного винта.

Способность полужесткого винта передавать большие моменты на фюзеляж значительно влияет на характеристики устойчивости, управляемости и балансировки СВВП. Моментные характеристики определяются жесткостью лопастей в плоскости взмаха. В связи с тем, что лопасть может передавать сравнительно большой изгибающий момент, требуется такая балансировка СВВП, при которой будет минимальным момент на винте. Добиться этого можно рациональной компоновкой СВВП, его центровки, выбора площади стабилизатора и его плеча.

Применение полужесткого винта существенно не влияет на характеристики устойчивости на режиме висения, а увеличенный градиент момента винта повышает управляемость СВВП на режимах висения и перехода. Следует отметить, что на этих режимах полужесткий винт более чувствителен к внешним возмущениям, чем шарнирный и в то же время он обладает более высокой степенью демпфирования. Эффективность продольного и поперечного моментов полужесткого винта почти одинакова. Поэтому возникает опасность появления неучтенных симметричных и противоположно направленных поперечных моментов, циклически увеличивающих изгибающий момент крыла (без углового перемещения СВВП). Они могут достигать значительной величины, не меняя поперечной балансировки. Поэтому для полужесткого винта необходимо предусмотреть устройство, ограничивающие эти поперечные моменты. Запасывание управления у полужесткого винта меньше, чем у шарнирного.

Не останавливаясь подробно на конструкции всех трех указанных типов полужестких винтов и их разновидностей, которые в вертолестроении уже широко применяются (вертолеты W-13, Во-105, Локхид и др.), следует отметить их общие конструктивные особенности.

Поскольку лопасти полужесткого винта имеют повышенную жесткость и в плоскости вращения, то их собственная частота колебаний в этой плоскости также выше по сравнению с шарнирными лопастями и возможно появление колебаний типа «хордового флаттера».

Наличие упругих элементов в комле лопасти или в «рукавах» втулки приводит к увеличению нерабочей части лопасти и потерям силы тяги винта. Это можно устранить, установив на эти части винта упруго подвешенные отсеки лопасти без изменения ее жесткости в плоскости тяги и в плоскости вращения для сохранения частотных и прочностных характеристик.

Конструкцию лопастей полужесткого винта следует изготавливать из композитных материалов, позволяющих создавать лопасти сложной формы в плане, большую и нелинейную крутку при возможности в любом соотношении менять жесткость лопастей при их проектировании.

На рис. 9.37 показана конструкция лопасти полужесткого винта, имеющей упругий элемент в комлевой части лопасти. Лонжерон лопасти состоит из титанового стакана 1, на который наматываются по оправке однонаправленные ленты из стекловолокна. Оправкой служит стержень, выполненный из специального сорта пенопласта, приклеенный к стакану эпоксидным клеем. Упругим элементом служит участок лонжерона на расстоянии от $\bar{r}=0,3$ до $\bar{r}=0,5$.

На участках от $\bar{r}=0,5$ до $\bar{r}=1$ жесткость лопасти значительно возрастает из-за увеличения числа слоев стеклоткани и значительного увеличения контура сечения. На концевом участке лопасти жесткость повышается еще из-за включения в намотку углеволокна с перекрестным направлением слоев. В законцовке лопасти располагаются балансировочный груз и габаритные огни. Крутка рабочей части лопасти составляет 27° . На упругом участке лопасти обшивка выполнена из гофрированного дуралюмина с обтяжкой морозостойкой резиновой тканью. Заполнителем гофра является пористая резина. На передней кромке лопасти расположены элементы электрообогрева.

На рис. 9.38 показана конструкция втулки полужесткого винта вертолета, у которого упругим элементом является четырехрогая деталь ступицы, имеющей специальную форму, обеспечивающую повышенную жесткость в плоскости вращения, и упругую подвеску в плоскости тяги. Втулка имеет только осевой шарнир. Для уменьшения момента от центробежных сил лопасти в месте крепления поводков установлены контргрузы. На рис. 9.39 показана втулка полужесткого винта, у которой отсутствуют все три шарнира, а их роль выполняет обтекаемой формы сечения упругий рукав. Втулка

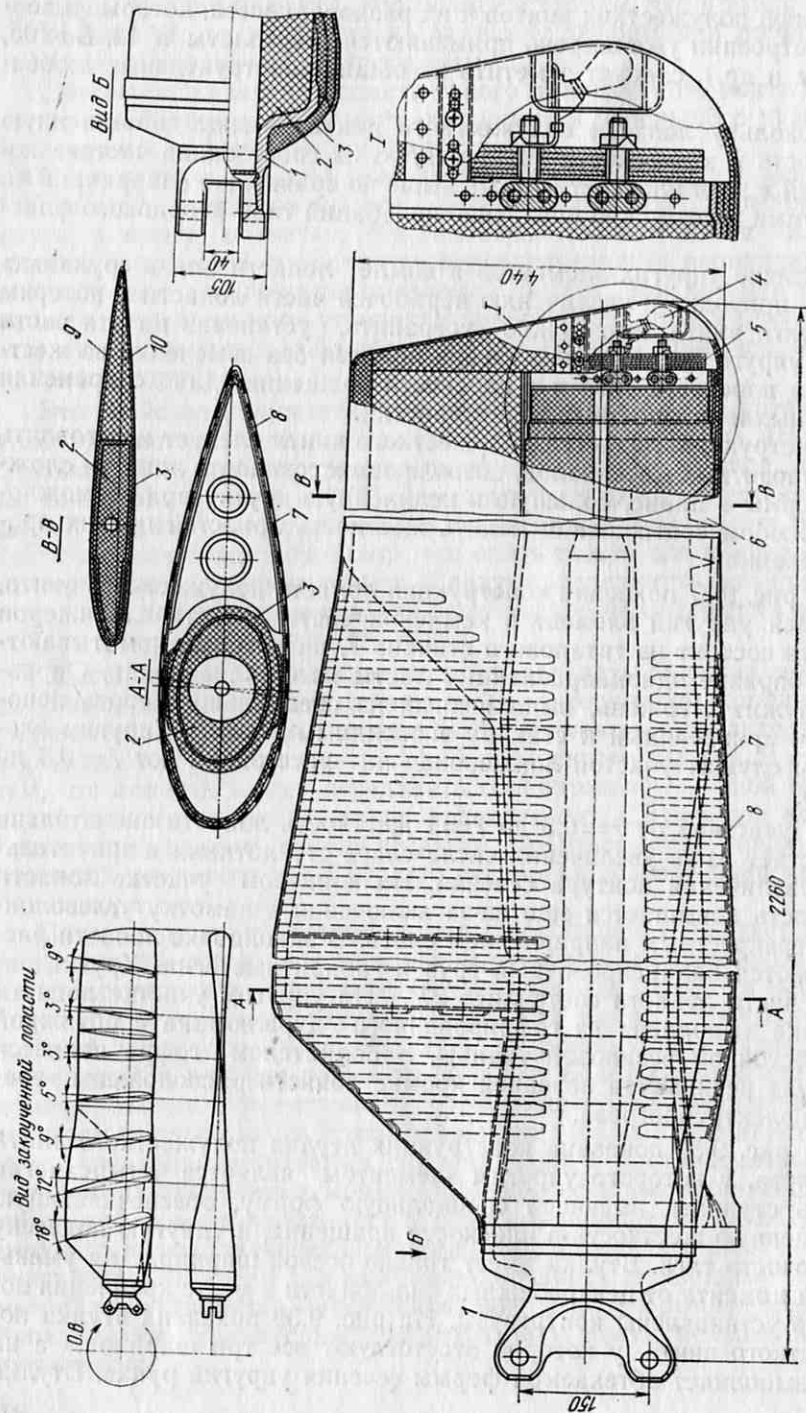


Рис. 9.37. Конструкция лопасти полужесткого винта с упругим элементом в комлевой части лопасти:
1—ребенка крепления лопасти; 2—эластомерный наполнитель; 3—накладка; 7—стеклопластиковый гофр; 8—эластомерная обшивка; 9—
лонжерон из стеклопластика, сформованный методом намотки; 4—
обшивка из пенопласта; 5—заполнитель из пенопласта; 6—противовозвращающий груз; 10—противовозвращающий груз

предельно проста по конструкции и в эксплуатации, но требует больших расчетно-конструкторских исследований для получения удовлетворительных характеристик.

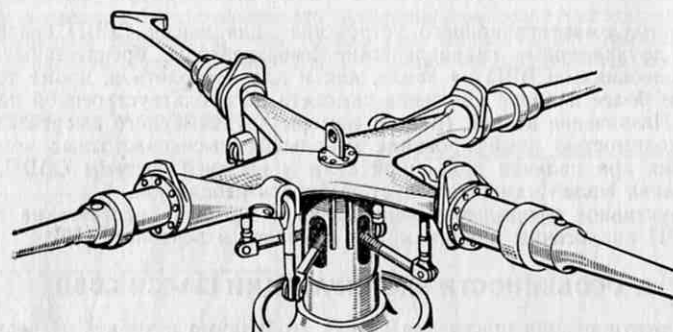


Рис. 9.38. Конструкция втулки полужесткого винта с упругим элементом в ступице

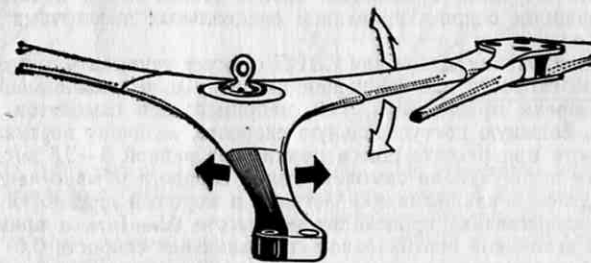


Рис. 9.39. Конструкция втулки полужесткого винта с упругим элементом в виде рукава обтекаемой формы

Глава 10. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ШАССИ ДЛЯ СВВП

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Шасси СВВП, так же как и у самолета, предназначено для перемещения самолета по земле, для разбега перед взлетом и пробега после посадки. Кроме этого, шасси выполняет роль механизма, поглощающего и рассеивающего энергию посадочного удара при вертикальной посадке и при посадке с пробегом, а также обеспечивает достаточную амортизацию и рассеивание энергии на режимах «взвешанного состояния», т. е. при наличии значительной подъемной силы у СВВП. Характеристики амортизаторов должны быть такими, чтобы после удара (приземления) колеса СВВП оставались в соприкосновении с землей, т. е. СВВП

не должен подпрыгивать после приземления. Кроме того, шасси должно обеспечить устойчивость СВВП при разбеге, пробеге и вертикальной посадке со сносом, а также иметь минимальную массу.

Заметим, что обеспечение минимальной массы шасси для СВВП имеет более существенное значение, чем для самолета из-за сравнительно меньшей его весовой отдачи.

В качестве амортизационного устройства для шасси СВВП целесообразно применять двухкамерные гидравлические амортизаторы, препятствующие резонансным колебаниям СВВП на земле, как и для вертолета и, кроме того, обеспечивающие более плавное движение самолета по неблагоустроенной посадочной площадке. Назначение второй (малой) камеры двухкамерного амортизатора вызвано необходимостью демпфирования небольших высокочастотных возмущений, возникающих при наличии подъемной силы у несущей системы СВВП. Степень демпфирования малой камеры следует выбирать небольшой.

Конструктивное оформление, кинематика и методика расчета на прочность шасси СВВП аналогичны принятым для самолета и вертолета [20].

2. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ШАССИ СВВП

При проектировании шасси для СВВП необходимо исходить из возможности эксплуатации его на совершенно неподготовленных или мало подготовленных площадках. Характеристики неровности этих площадок трудно представить в таком виде, чтобы они позволили конструкторам СВВП произвести точный расчет параметров шасси.

При определении расчетных условий для СВВП можно воспользоваться опытом, накопленным в самолетостроении и вертолетостроении [2, 6, 15 и др.], однако перспектива широкого применения СВВП ставит перед конструкторами ряд вопросов, связанных с проектированием специальных посадочных устройств для этих самолетов.

При проектировании шасси для СВВП следует учитывать отсутствие большой поступательной скорости при движении по земле и несколько меньшие нагрузки на шасси во время приземления. Так, например, для самолетов, имеющих при посадке очень большую поступательную скорость, величину вертикальной составляющей скорости при расчете шасси принимают равной 3—3,5 м/с, хотя практически во время эксплуатации самолета такой скорости обычно не достигают, так как при достаточной квалификации летчика и хорошей видимости выравнивание самолета и выдерживание происходит на высоте 0,5—1 м, и приземление осуществляется с величиной вертикальной составляющей скорости 0,6—1,2 м/с. В условиях плохой видимости величина вертикальной составляющей скорости иногда достигает 1,5—2,2 м/с. Введение в расчет завышенного значения вертикальной составляющей скорости 3,5 м/с, обеспечивает большую надежность и долговечность конструкции.

У СВВП, имеющего при нормальной посадке горизонтальную составляющую скорости, равную нулю, вертикальная составляющая может измениться в довольно широком диапазоне в зависимости от условий, при которых осуществляется посадка.

Для эксплуатации СВВП в любых атмосферных условиях необходимо иметь автостабилизацию, позволяющую производить полеты в условиях ограниченной и нулевой видимости при сильном или порывистом ветре. Во всех этих случаях СВВП имеет незыблемые преимущества перед обычными самолетами, так как основная составляющая посадочной скорости самолета (горизонтальная), достигающая у самолета величин 55—70 м/с (200—250 км/ч), отсутствует. Нерасчетное увеличение вертикальной составляющей скорости, максимальное значение которой для СВВП в самых тяжелых условиях не превышает величины 10—15 м/с, может привести только к аварии во время посадки, а не к катастрофе, как это может иметь место у самолета при посадке с порывистым ветром и плохой видимости.

Таким образом, для СВВП наиболее важной проблемой при посадке является определение допустимой величины вертикальной скорости снижения и приземления в зависимости от условий, при которых осуществляется посадка.

На рис. 10.1 представлен график допустимых скоростей снижения в зависимости от высоты полета и тяговооруженности СВВП. На этом графике ориенти-

ровочно указаны области применения этих скоростей в зависимости от условий видимости при посадке. Большим тяговооруженностям соответствуют и большие допустимые вертикальные скорости снижения, так как, во первых, СВВП с большой тяговооруженностью имеют большой удельный расход топлива и поэтому должны осуществлять посадку в минимально возможное время (это относится, главным образом, к реактивным СВВП) и, во-вторых, наличие большого избытка силы тяги позволяет быстро исправить допущенные ошибки пилотирования в случае ограниченной видимости, что трудно сделать на СВВП, имеющем малую тяговооруженность. Приземление СВВП обычно осуществляется со скоростью,

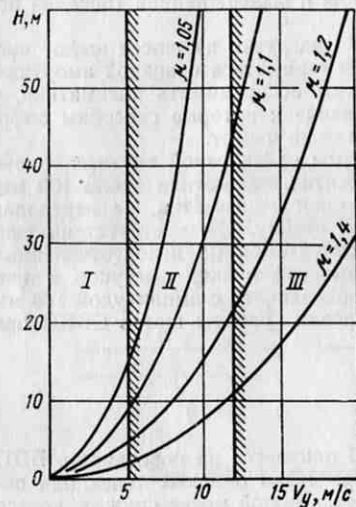


Рис. 10.1. Допустимые скорости снижения СВВП:

I—зона плохой или нулевой видимости; II—зона ограниченной видимости; III—зона хорошей видимости

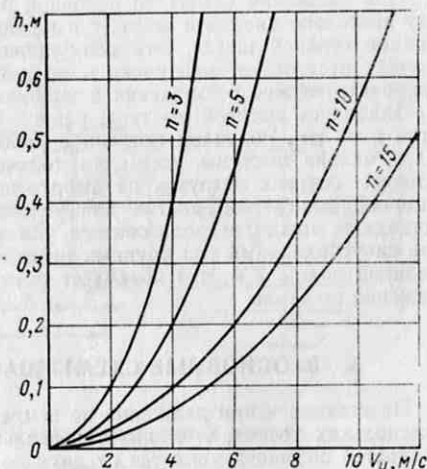


Рис. 10.2. Изменение хода амортизации шасси h в зависимости от скорости приземления V_y и перегрузки при посадке $n_{ш}$

близкой к нулевой, но в случае ошибок в пилотировании или при отказе одного из двигателей эта скорость может существенно отличаться от нулевой.

Для СВВП с небольшой нагрузкой на винт, имеющего возможность осуществлять снижение на режиме авторотации с отключенными двигателями, установившаяся вертикальная скорость снижения может быть определена по формуле $V_y \approx 3,5\sqrt{p}$. Это даже при нагрузке $p=30$ даН/м² дает вертикальную скорость снижения 18—20 м/с. С такой большой скоростью снижения осуществлять приземление СВВП нельзя, так как даже при ходе амортизации шасси $h=0,8 \dots 1,0$ м перегрузка получается больше 10. В этом случае поломка шасси, а возможно и СВВП неизбежна. Поэтому такие СВВП при остановившихся или выключенных двигателях должны снижаться или с небольшой горизонтальной скоростью (если это возможно), снижающей вдвое вертикальный компонент V_y , или необходимо осуществлять в момент приземления «подрыв» (см. гл. XVII, § 3 в работе [20]).

На рис. 10.2 представлен график изменения хода амортизации шасси h в зависимости от вертикальной скорости снижения V_y и перегрузки при посадке $n_{ш}$. Практически даже для СВВП большой полетной массы трудно получить величину хода амортизации шасси более 0,6 м. Следовательно, при эксплуатационных перегрузках $n_{ш}=3$ допустимая скорость приземления должна быть не более 5 м/с, что потребует хода амортизации шасси $h=0,64$ м. Обычно такой большой ход шасси можно осуществлять только для СВВП большой полетной

массы с малой нагрузкой на винт. Для всех остальных типов СВВП необходимо проектировать шасси, считая, что большинство двигателей работает нормально, а также предусматривать осуществление аварийной посадки по-самолетному с частичным «подрывом» в момент приземления. Небольшой опыт, полученный при эксплуатации винтовых и реактивных СВВП, показывает, что они приземляются с весьма малой вертикальной скоростью V_v . Но так как квалификация обычного пилота ниже, чем опытного летчика-испытателя, то необходимо принять какую-то реальную нормированную скорость приземления, позволяющую достаточно точно проектировать посадочные устройства для СВВП. За такую скорость можно, по-видимому, принять скорость $V_v = 5$ м/с при строго вертикальной посадке и $V_v = 2,5$ м/с при посадке после режима планирования и выдерживания (посадка по-самолетному).

При движении СВВП по неровной площадке нагрузки на шасси имеют частоту несколько циклов в секунду и не могут восприниматься основной амортизационной стойкой шасси. Эти возмущения должны воспринимать пневматики, у которых отсутствует или очень мало демпфирование и которые способны амортизировать мелкие возмущения в широком диапазоне частот.

Задаваясь высотой выступа, равной 0,5 высоты стандартной кочки, т. е. высотой в 80 мм, получаем требуемое рабочее обжатие пневматика около 100 мм. Более мелкие выступы площадки только обжимают пневматик, не передавая больших ударных нагрузок на амортизационную стойку. Из-за отсутствия унифицированных характеристик для условий эксплуатации на неподготовленных площадках можно воспользоваться указанной высотой мелких выступов и принять синусоидальный тип крупных неровностей поверхности с амплитудой 160 мм и длиной волны 3 м, что позволяет оценить условия работы шасси СВВП при движении по земле.

3. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ ШАССИ

На стоянке и при движении по земле СВВП опирается на поверхность ВПП в нескольких точках, т. е. имеет несколько опор. Число опорных точек или поверхностей обычно изменяется от двух до четырех. Опорой могут служить: колесо (или группа колес), лыжа, полоз, поплавок и другие устройства, присоединенные силовыми элементами к силовой схеме СВВП. Опоры разделяются на основные, воспринимающие основную часть массы СВВП; дополнительные, на которые приходится незначительная часть массы, и вспомогательные, предназначенные для обеспечения устойчивости СВВП при стоянке и передвижении по ВПП, и нагрузка на которые в отдельных случаях может полностью отсутствовать.

На СВВП в настоящее время применяются в основном две схемы колесного шасси: трехопорная схема с двумя главными опорами и одной носовой опорой и схема велосипедного типа с одной главной опорой, передней дополнительной опорой и двумя вспомогательными опорами, расположенными на концах крыла. У реактивных СВВП из-за малой площади крыла и высокого его расположения шасси выполняется обычно велосипедного типа с дополнительными опорами на концах крыла.

Для пассажирских и транспортных СВВП целесообразно применять схему шасси с четырьмя опорами: двумя основными и двумя дополнительными (последние следует располагать в передней части СВВП) или со всеми четырьмя основными опорами. Такая четырехопорная схема шасси обладает большей поперечной устойчивостью при движении СВВП по ВПП и при посадке со сносом в сторону.

Передние опоры почти всегда выполняются с поворачивающимися колесами, так как поворот вокруг вертикальной оси носовой стойки колесного шасси имеет большое значение при перемещениях на посадочной площадке. Такое устройство обеспечивает управление СВВП при небольших скоростях движения, когда другие органы управления малоэффективны.

Обычно управление самолетом при перемещении его на малых скоростях по посадочной площадке осуществляется с помощью раздельного торможения основных колес и изменения силы тяги двигателей. У СВВП с одним двигателем и велосипедной схемой шасси, как это имеет место у СВВП Хоукер Р.1127, принудительный поворот носовой стойки является единственным способом обеспечения управляемости СВВП на земле.

Поперечная устойчивость у этого СВВП осуществляется с помощью убирающихся в крыльевые обтекатели двух подкрыльевых стоек. Такое распределение массы между передней и спаренной задней стойками велосипедного шасси позволяет производить приземление в том же диапазоне положений СВВП относительно земли, как и у самолета, имеющего обычную схему шасси с носовым колесом.

Ширина колеи у СВВП должна быть больше, чем у самолета, так как у СВВП, как и у вертолета, возможна посадка с перемещением его в сторону.

Учитывая, что рулежка совершается с небольшой скоростью и обычно при наличии некоторой подъемной силы несущей системы, а взлет и посадка по-само-

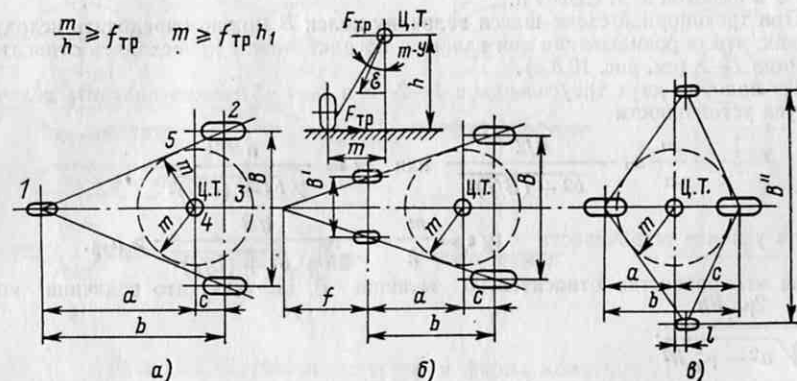


Рис. 10.3. К определению минимальной колеи шасси:

а—трехопорное шасси; б—четыреопорное; в—велосипедное шасси

летному осуществляются на значительно меньших скоростях по сравнению с самолетом, то, применяя для СВВП колеса самолетного типа, последние можно перегружать на 25%. Иными словами, при выборе размеров пневматиков и работоспособности амортизационных стоек принимаемые для самолетов нагрузки можно уменьшить на 25%.

Трехколесная схема шасси с хвостовым колесом по ряду причин [32, 35] на современных самолетах не применяется.

Конструктивное оформление шасси СВВП аналогично оформлению шасси на самолетах и вертолетах, принципы его проектирования достаточно полно изложены в работах [2, 6, 15, 32, 35] и др. Некоторые характерные особенности схемы и конструкции шасси для СВВП приведены во втором разделе книги при описании особенностей конструкции современных СВВП.

Рассмотрим кратко выбор параметров колесного шасси.

Летательный аппарат будет устойчивым при движении по аэродрому до тех пор, пока наклон равнодействующей боковой силы и массы СВВП к поверхности аэродрома не окажется больше угла ϵ (рис. 10.3), т. е. пока коэффициент трения опоры о грунт остается меньше величины $\mu_{тр} = \tg \epsilon$. Боковая сила $F_{тр}$ в основном возникает в результате трения опоры о поверхность ВПП и зависит от силы $m \cdot Y$ и коэффициента трения $\mu_{тр}$. Последний имеет максимальное значение примерно 0,6—0,8 для резины и сухого бетона с учетом неровностей. Тогда получим $\tg \epsilon = 0,6 \dots 0,8$ или угол $\epsilon = 30 \dots 40^\circ$, обеспечивающий устойчивость движения СВВП в любом направлении.

Зная положение ц. т. СВВП над землей h , строим окружность устойчивости. При этом считаем, что подъемная сила $Y = 0$. Тогда радиус устойчивости m определяется из соотношения $m = h \tg \epsilon = (0,6 \dots 0,8) h$.

Проведя окружность радиусом m , можно определить и величину потребной колеи в зависимости от типа шасси и количества опор (см. рис. 10.3). Для того чтобы при движении по аэродрому все колеса имели равное удельное давление, что очень важно при движении по мягкому грунту, и передние колеса не «зарывались» в грунт, необходимо, чтобы на стоянке давление на передние опоры было меньшим на величину $p'_{п.к} = \frac{\mu_k h m}{2a}$, где μ_k — коэффициент трения при качении (для мягкого грунта он равен 0,25–0,3); h — высота ц. т. СВВП; m — масса СВВП; a — расстояние по горизонтали от ц. т. СВВП до переднего колеса.

Каждая из показанных на рис. 10.3 схем шасси в основном характеризуется следующими параметрами: базой шасси, шириной колеи B ; выносом основных опор C и высотой ц. т. СВВП h .

При трехопорной схеме шасси величину колеи B можно определить исходя из условия, что опрокидывание при взлете и посадке может происходить относительно линии 1–2 (см. рис. 10.3,а).

Из подобия двух треугольников 1–2–3 и 1–4–5 можно получить величину радиуса устойчивости

$$\frac{m}{a} = \frac{B/2}{\sqrt{b^2 + (B/2)^2}} \quad \text{или} \quad m = \frac{aB/2}{\sqrt{b^2 + (B/2)^2}},$$

откуда условие устойчивости $\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{m}{h} = \frac{aB}{2h \sqrt{b^2 + (B/2)^2}} > \mu_{тр}$.

Решая это равенство относительно величин B , получим, что величина колеи $B > \frac{2\mu_{тр}bh}{\sqrt{a^2 - \mu_{тр}^2 h^2}}$.

Для четырехопорного шасси (см. рис. 10.3,б) колея несколько меньше и определяется по аналогичной формуле

$$B > \frac{2\mu_{тр}bh}{\sqrt{a^2 - \mu_{тр}^2 h^2}}.$$

У велосипедного шасси (см. рис. 10.3,в) колея $B=0$, а расстояние между подкрыльными опорами B'' обычно определяется размахом крыла и составляет $\sim 0,9 l$.

Величина C у трехопорного шасси с носовым колесом составляет величину (0,18–0,2) b , у четырехопорного 0,25 b , а у велосипедного шасси $C=b/2=0,25 h$.

Вынос подкрыльных опор e у велосипедного шасси изменяется в довольно большом диапазоне от 0 до величины $e \geq C$ и определяется величиной размаха и стреловидности крыла.

4. УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА И ПРОХОДИМОСТЬ

Проходимость называется способность СВВП безопасно передвигаться по поверхности грунтового аэродрома в различные времена года при любых условиях погоды при использовании только бортовой тяговооруженности (без посторонней помощи). При этом для сохранения ВПП в пригодном для эксплуатации состоянии глубина колеи не должна превышать допустимых значений. Потребное число циклов (взлетов и посадок) в тяжелых атмосферных условиях должно быть не менее 100 без заметного разрушения ВПП, требующего ремонта.

СВВП в основном предназначены для эксплуатации на неподготовленных взлетно-посадочных площадках с мягким грунтом, что требует снижения давления в пневматиках шасси. Но, к сожалению, давление в пневматиках не может быть снижено до величины, меньшей 2 кгс/см², так как при этом сильно возрастают габариты пневматиков и их масса.

Обеспечение нормальной эксплуатации колесного шасси на грунтовых взлетно-посадочных площадках требует давления в пневматиках в пределах: 2—

3 даН/см² — для мягкого и мокрого грунта; 4–6 даН/см² — для сухого грунта; 6–9 даН/см² — для сухого уплотненного грунта; 9–18 даН/см² — для твердого покрытия ВПП.

Проходимость характеризуется прочностью грунта, величиной преодолеваемых неровностей, коэффициентом сопротивления и глубиной колеи, образующейся при движении по мягкому грунту взлетно-посадочных устройств (колес, гусениц, лыж и др.). Коэффициент сопротивления при движении по мягкому грунту находится в прямой зависимости от глубины колеи, а последняя зависит от давления в пневматиках. При небольших скоростях движения, чем больше давление в пнев-

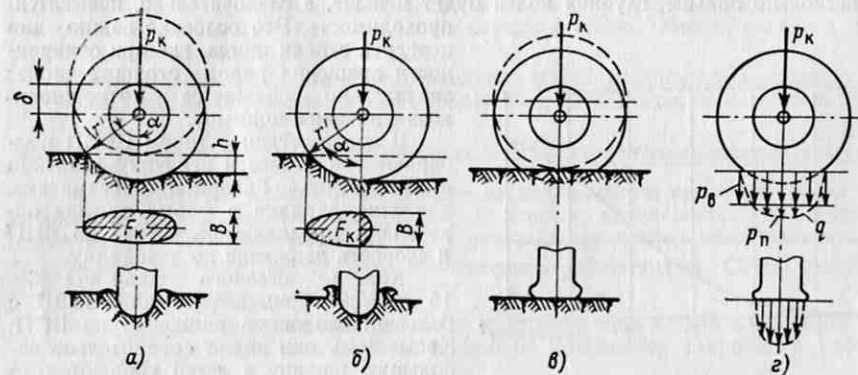


Рис. 10.4. Давление на грунт и форма колеи: а — небольшая скорость качения пневматика по мягкому грунту; б — сравнительно большая скорость движения; в — движение пневматика по абсолютно твердому грунту; г — распределение давления пневматика на грунт

матиках, тем глубже колея, тем больше коэффициент сопротивления и меньше сила сцепления пневматика с грунтом. Давление на грунт складывается из давления воздуха, заключенного в пневматике p_v , и давления деформированного пневматика p_n (рис. 10.4,г)

$$p_k = p_v + p_n. \quad (10.1)$$

Величина p_v постоянна по всей площади контакта, а величина p_n — переменная и зависит от числа слоев корда, прочности и толщины протектора. Обычно p_n при движении СВВП не превышает 15–20% для пневматиков низкого давления, а для пневматиков высокого давления $p_n \approx 10 \dots 15\%$ от общего удельного давления на грунт. Глубина колеи при движении колеса по мягкому грунту без травянистого покрытия не должна превышать 80 мм, а при наличии травяного покрытия — 40 мм и определяется по формуле $h = \frac{1}{D_k b_k} \left(\frac{p_{ст}}{b_k \sigma} \right)^2$, где D_k и b_k — диаметр и ширина пневматика; $p_{ст}$ — стояночная нагрузка на колесо; σ — допустимое давление на грунт; δ — коэффициент, учитывающий деформацию грунта, определяется по графику, приведенному на рис. 10.5.

Основным условием проходимости для обычного самолета является $\mu_0 > f_{стр}$, тогда как для СВВП оно не является определяющим, ибо у СВВП тяговооруженность всегда больше единицы и намного превышает коэффициент страгивания $f_{стр} \approx 1,4 f_{кач}$.

Пригодность грунта для эксплуатации можно определить, сравнивая его прочность σ даН/см² с давлением зарядки пневматика p_0 . Если $\sigma > p_0$, то, как правило, обычный самолет может совершать полеты. Для СВВП такого условия не требуется, так как он в условиях размокшей грунтовой ВПП взлетает вертикально или с ультракоротким разбегом, используя свою большую тяговооруженность. Повысить проходимость СВВП по ВПП можно, снижая давление в пневматиках в 2–3 раза, т. е. при давлении p_0 , обычно применяемом для вертолетов и СВВП 3–4 даН/см², необходимо доводить это давление до значения 1–1,5 даН/см², что

увеличивает почти во столько же раз и площадь контакта покрышки с грунтом. При этом необходимо помнить, что при последующей посадке пневматик значительно теряет способность поглощения, приходящегося на его долю, посадочного удара. Наиболее совершенной является конструкция колесного шасси с изменяемым по желанию летчика давлением в пневматиках, когда летчик, сообразуясь с условиями взлета и посадки, устанавливает необходимое давление зарядки пневматиков.

При наличии на стойке шасси двух колес их следует располагать рядом, а не одно за другим, так как в первом случае, хотя сопротивление движению будет несколько больше, глубина колеи будет меньше, а следовательно, повысится проходимость. Это особенно важно для передней стойки шасси, где при синхронности вращения рядом стоящих колес значительно снижается возможность возникновения «шимми».

В соответствии с типом СВВП подбирают тип колеса и величину давления в пневматике. Габариты пневматика, давление, зарядки и форма сечения определяют проходимость СВВП по ВПП и скорость движения по аэродрому.

Колеса высокого давления 6—16 даН/см² применяются для СВВП с большой скоростью движения по ВПП. Кроме того, они имеют сравнительно небольшую ширину и легко убаиваются в тонкие крылья скоростных СВВП. Они могут использоваться только на подготовленной ВВП с твердым или уплотненным покрытием. Наиболее широкое применение имеют колеса с пневматиками среднего давления 4—6 даН/см², так как они позволяют использовать летательные аппараты на подготовленных и неподготовленных ВПП. По конструкции они обычно арочного типа с соотношением высоты профиля к его ширине приблизительно 0,7, что обеспечивает большую площадь контакта, а следовательно, и лучшую проходимость. Они применяются для скоростных СВВП, предназначенных для использования чаще всего на грунтовых аэродромах.

Колеса с пневматиками низкого давления 2—4 даН/см² предназначены для летательных аппаратов, используемых на неподготовленных ВПП, в основном для вертолетов и СВВП. Мощность их тормозных устройств невелика. В варианте без тормозов они используются для передней (задней) опоры шасси и подкрыльных опор.

Размеры колес и их тип выбирают в соответствии с техническими требованиями и учетом грунта ВПП по величине стояночной нагрузки на одно колесо. Основное колесо подбирают так, чтобы стояночная нагрузка при взлетной массе и скорости взлета, а также стояночная нагрузка, соответствующая посадочной массе аппарата, посадочная скорость и энергоемкость тормозов были бы равными или меньше допустимых. Если нагрузка, скорости и энергоемкость превышают допустимые значения, это, естественно, приводит к быстрому износу и перегреву пневматиков и сокращению срока их службы.

Стояночные нагрузки на колеса от взлетной массы для вертолетов и СВВП уточняются дополнительно, с разработчиками колес и шин. В среднем эта величина составляет 75% от стояночной нагрузки обычного самолета. Колеса выполняются в основном в бескамерном варианте, за исключением колес с высокопрофильными шинами, которые выполняются только в камерном варианте.

Шина одного и того же типоразмера для различных давлений может изготавливаться с различной слоистостью в зависимости от потребной прочности и скорости качения, а следовательно, ее масса также будет изменяться примерно пропорционально изменению давления заправки.

Данные, приводимые обычно в таблицах, являются расчетными и подлежат уточнению после изготовления колес и их испытания. Допустимые скорости взле-

та и посадки должны соответствовать указанным на графике, приведенном на рис. 10.6.

Подбор колес носовой опоры производится аналогично подбору основных колес, но с учетом дополнительной их нагрузки за счет сил, создаваемых при торможении, и сил, создаваемых при движении СВВП по ВПП. Эта сила для случая торможения СВВП определяется формулой $\Delta p_{п.н} = h_{ц.т} / a z_k$, а при движении по ВПП $\Delta p_{п.н} = T_x h_{ц.т} / g$, где $l = m f_{тр} g$ — сила инерции СВВП, зависящая от допустимого коэффициента трения при торможении; $h_{ц.т}$ — расстояние ц. т. до поверхности аэродрома; h — расстояние точки приложения силы тяги двигателя до аэродрома; T_x — горизонтальная тяга двигателя; a — расстояние от ц. т. СВВП до передней опоры; z_k — число колес на передней опоре. Обычно величина $\Delta p_{п.н}$ не превышает значений 0,3—0,4 от $p_{п.н}$.

Колеса подкрыльных стоек велосипедного шасси подбирают из условия их нагрузки, которая определяется при перемещении СВВП вбок со скоростью $V_x =$

$$= 5 \text{ м/с}; p_{п.о} = \frac{m V_x^2 h_{ц.т}}{10 l'}$$
, где l' — размах, на котором устанавливаются подкрыльные опоры. Боковое усилие, действующее на подкрыльную опору от трения подкрыльного колеса по ВПП при посадке со сносом, определяется по формуле $F_{п.о} = p_{п.о} f_{тр}$. При разворотах на ВПП подкрыльная стойка нагружается силой $p'_{п.о} = m V^2 h_{ц.т} / 10 l' r$ (даН), где V — скорость перемещения СВВП по ВПП; r — радиус разворота.

Вопросы расчета проходимости шасси колесного типа СВВП в основном аналогичны принятым для самолетов и изложены достаточно подробно в работах [2, 3, 15] и др.

Шасси с гусеничными опорными устройствами для СВВП еще не применяются. Остановимся на вопросах проходимости лыжных (или полозковых) шасси.

Отсутствие необходимости в обычных условиях эксплуатации разбега перед взлетом и пробега после посадки и наличие высоких температур у реактивных СВВП в зоне расположения посадочных устройств ставит вообще под сомнение необходимость использования колесного шасси и позволяет рекомендовать для посадочных устройств реактивных СВВП лыжную или полозковую схему шасси, имеющую ряд преимуществ перед обычными колесными схемами, а именно: отсутствие пневматиков, которое позволяет располагать опорные точки в любом месте под фюзеляжем; меньшая относительная масса шасси; значительно большая опорная поверхность, что позволяет производить посадку на мягкий грунт; более легкая уборка шасси.

Удельные давления, принимаемые для расчета лыжного (или полозкового) шасси на грунт находятся в пределах 0,8—1,2 даН/см², что значительно повышает проходимость СВВП с таким типом шасси по сравнению с колесным шасси, у которых удельное давление на грунт значительно больше.

Глубина погружения и колея, образуемая лыжей при движении СВВП на таком посадочном устройстве, невелики, поэтому и коэффициент сопротивления благодаря деформации грунта небольшой.

Основным коэффициентом сопротивления лыжных шасси является коэффициент трения поверхности лыжи о грунт (рис. 10.7) $f_{тр} = T / T_N$.

Коэффициент сопротивления вследствие деформации грунта $f_{гр}$

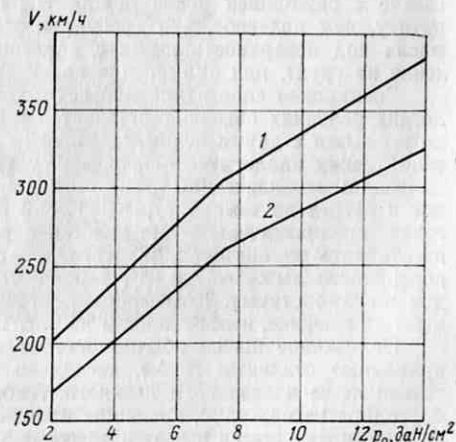


Рис. 10.6. Допустимые скорости взлета и посадки:

1—взлет; 2—посадка

можно определить по формуле (10.2), в которую подставляют соответствующие значения $\alpha_{тр}$ (см. рис. 10.4, б и 10.4, в):

$$f_{тр} = \operatorname{tg}(\alpha_{тр}/2). \quad (10.2)$$

Чем больше величина r' (радиуса образующей носовой части лыжи), тем меньше коэффициент сопротивления деформации грунта при одинаковой глубине колен. При этом необходимо, чтобы высота носка лыжи или ползка h_n была не меньше 160 мм (стандартной высоты кочки).

При использовании в зимних условиях для шасси вместо колес лыж количество лыж обычно равно количеству колесных опор (трем или четырем), а форма их — обтекаемая (рис. 10.8, в), так как уборка их в полете затруднена. Ширина лыж в этом случае составляет $0,15 l_p$ и площадь контакта лыжи равна $F_k = 0,15 l_p l_p = 0,15 l_p^2$. Зная массу, приходящуюся на одну лыжу, и допустимую удельную нагрузку, легко определить требуемую площадь контакта лыжи $F_k = P_k / p_k$ и ее рабочую длину

$$l_p = \sqrt{P_k / 0,15 p_k}. \quad (10.3)$$

Место установки козелка принято определять следующим способом: из центра опорной площади (площади контакта) проводят линию под углом к нормали, тангенс которого равен $f_{тр}$, и на этой линии располагают ось вращения лыжи обычно на расстоянии $0,5 D_k$ от опорной поверхности лыжи.

Для того чтобы лыжа в полете под действием собственной массы и сил лобового сопротивления не наклонялась вниз или вверх, а имела бы положительный угол атаки, ее натягивают с помощью тросов и амортизационных шнуров или стабилизируют с помощью специальных устройств. Для предотвращения примерзания лыжи на ее рабочую поверхность следует наклеивать тонкий слой листового фторопласта, который, кроме предотвращения примерзания лыжи, значительно уменьшает коэффициент трения. Кроме того, следует иметь в виду, что при вертикальном взлете с размокшей после дождя ВПП лыжное шасси сильнее «прилипает» к грунту, чем колесное, что требует в этом случае подачи сжатого воздуха или масла под поверхность лыжи с давлением, вдвое превышающим удельное давление на грунт, или применения «раскачки» СВВП при вертикальном взлете.

Специально спроектированные лыжные шасси для использования в зимних и летних условиях обычно выполняется в виде одной основной, убирающейся в полете, лыжи с двумя вспомогательными опорами на крыльях. Расчет параметров такой лыжи аналогичен приведенному выше. Необходимо иметь в виду, что при движении металлической лыжи по сухому грунту происходит интенсивный ее износ и нагрев до температуры 600—800 К и выше. Поэтому рабочую поверхность лыжи, предназначенной для взлетов с разбегом и посадок с пробегом, следует изготавливать из листовой, жаростойкой стали, а из-за большого износа рабочей поверхности лыжи ее следует выполнять съемной, рассчитанной на 20—30 посадок по-самолетному. Коэффициенты трения металлической лыжи о грунт приведены на графике, изображенном на рис. 10.7 и в разд. 3.

Ползковое шасси обычно состоит из двух ползков. В качестве последних применяют стальные трубы, несколько изогнутые спереди. Такое шасси значительно легче колесного и лыжного. Амортизация в таком шасси осуществляется благодаря изгибу труб, крепящих ползья к силовым элементам фюзеляжа. Иногда ползковые шасси имеют и обычные амортизаторы (см. рис. 10.16). Для облегчения перемещения СВВП по ВПП на лыжах и ползьях устанавливают убирающиеся небольшого размера колеса, последние опускаются только для перемещения СВВП на земле (рис. 10.9). В зимнее время для посадки на снег на ползья иногда устанавливают лыжи, а в летнее время для посадки винтовых СВВП и на воду устанавливают специальные баллоны.

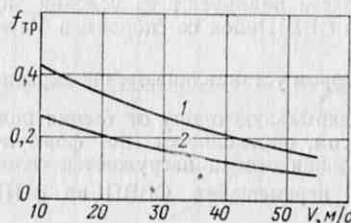


Рис. 10.7. Зависимость коэффициента трения лыжи о сухой грунт:

1 — песок; 2 — дерн

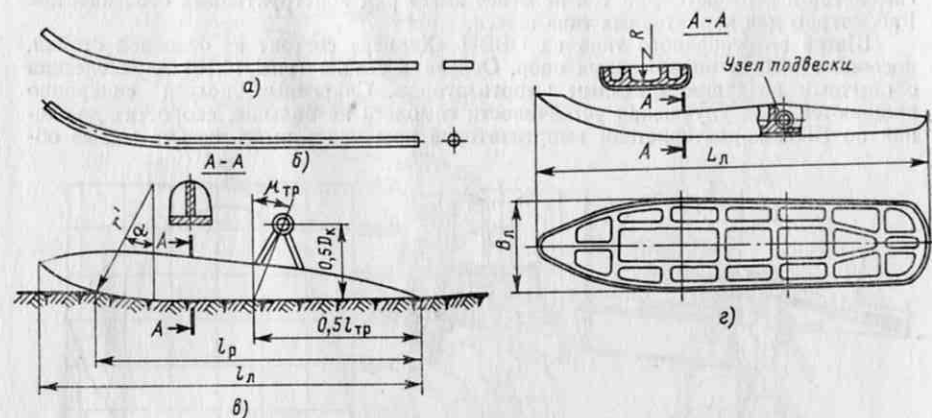


Рис. 10.8. Формы и основные параметры лыж:

а — убирающаяся в полете лыжа; б — ползкок; в — обтекаемая неубирающаяся лыжа, устанавливаемая вместо колес; г — специальная лыжа

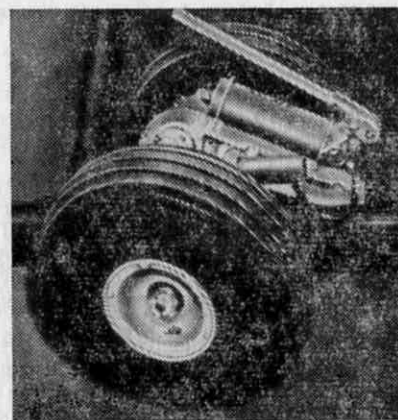


Рис. 10.9. Вспомогательные колеса для облегчения перемещения СВВП по ВПП при лыжном и ползковом шасси

5. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ШАССИ СВВП

По конструктивному оформлению шасси СВВП мало отличается от шасси самолетов и вертолетов, но тем не менее имеет ряд конструктивных особенностей. Рассмотрим два характерных типа шасси.

Шасси велосипедного типа на СВВП «Харьер» состоит из основной стойки, носовой стойки и подкрыльных опор. Основная стойка (рис. 10.10) двухколесная с обычным воздушно-масляным амортизатором. Спаренные колеса синхронно вращаются. Для улучшения устойчивости самолета на больших скоростях движения по ВПП характеристики амортизаторов позволяют иметь весьма малые об-

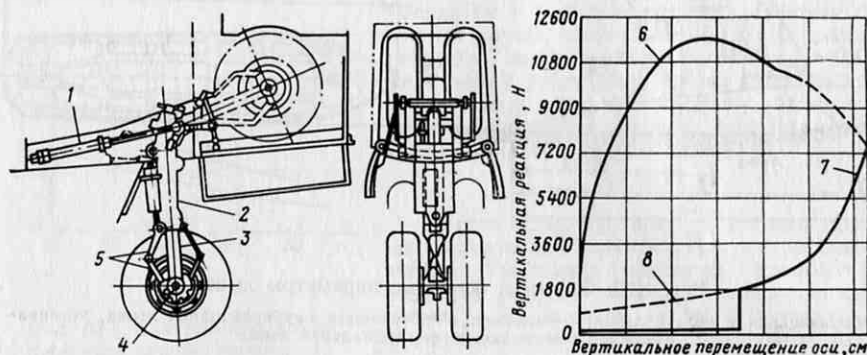


Рис. 10.10 Основная стойка шасси СВВП «Харьер» и ее статическая характеристика:

1—силовой цилиндр; 2—цилиндр амортизатора; 3—шток; 4—ось колеса; 5—шлиц-шарнир; 6—кривая динамической нагрузки, при допустимой вертикальной скорости $V_v = 3,6$ м/с; 7—статическая кривая обжатия; 8—начальная кривая до введения самоукорачивания стойки

жатия в начале хода штока (см. рис. 10.10). Если основная стойка полностью не удлинится при снятии нагрузки, то силовой цилиндр обеспечит ее полное удлинение и подготовит ее к следующей посадке.

Носовая стойка (рис. 10.11) самоориентирующаяся и управляемая, с рычажной подвеской, одноколесная. Стойка оборудована гидравлической системой управления, обеспечивающей поворот на $\pm 45^\circ$. В режиме самоориентации носовое колесо поворачивается на $\pm 180^\circ$. Для буксировки по ВПП имеются места для крепления «водила». Амортизация жидкостная, ее конструкция позволяет укорачивать стойку при уборке. Носовая, основная стойка шасси и подкрыльная опора не имеют обычных подкосов и запираются в выпущенном положении гидрозамками.

Подкрыльные опоры (рис. 10.12) одноколесные с воздушно-масляными амортизаторами. Уборка и выпуск стойки осуществляются с помощью гидроцилиндров. Самоориентация колес осуществляется только внутри на 180° . Цилиндр уборки служит и в качестве подкоса для увеличения жесткости закрепления в продольном направлении.

Шасси СВВП (отечественный проект) (см. рис. 6.4) трехопорное, с передней самоориентирующейся стойкой и рычажной подвеской двух синхронно вращающихся колес. Основные стойки шасси также имеют по два автономно вращающихся колеса.

Характерной особенностью шасси СВВП (отечественный проект) является то, что основные стойки шасси убираются в специальные обтекатели сбоку фюзеляжа, но не полностью с тем, чтобы частично колеса передней и основных стоек выступали из контура фюзеляжа и при аварийной посадке на аэродром с твердым покрытием, при невыпущенном шасси не разрушался бы фюзеляж, а СВВП при этом устойчиво опирался на частично выступающие колеса. Уборка основных

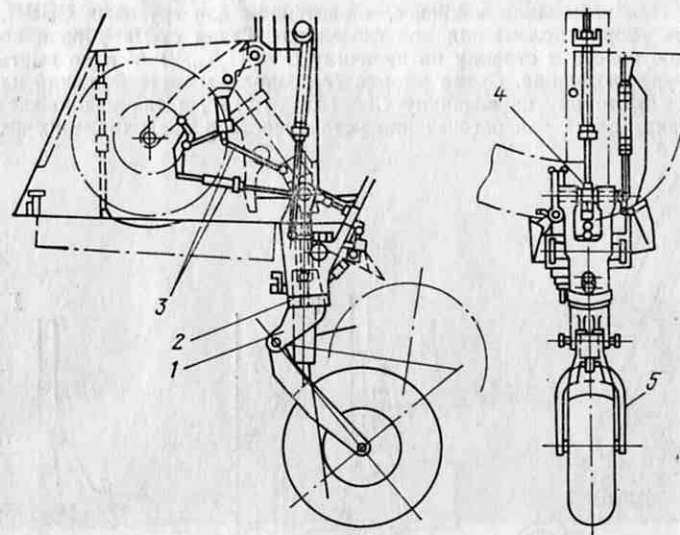


Рис. 10.11. Носовая стойка шасси СВВП «Харьер»:

1—поворотный кронштейн; 2—основной поворотный узел; 3—механизм управления носовым колесом; 4—рычаг цилиндра уборки и тяга укорачивания стойки; 5—вилка колеса

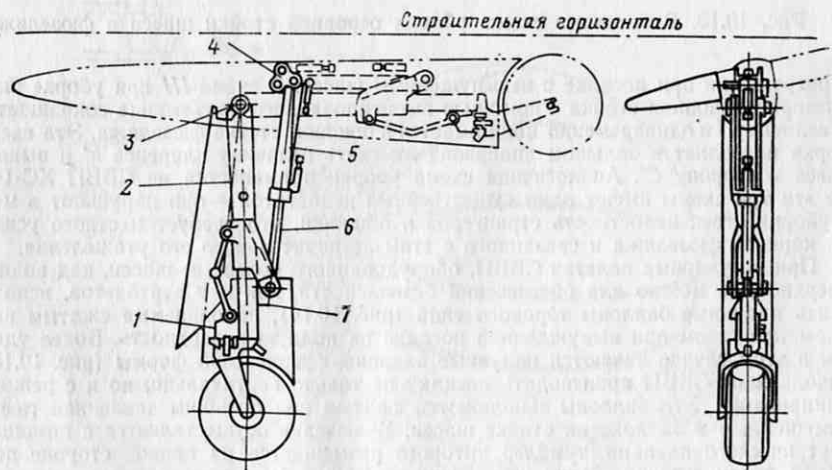


Рис. 10.12. Опорная стойка шасси СВВП «Харьер»:

1—корпус поворотного устройства; 2—амортизационная стойка; 3—ось стойки; 4—щека крепления цилиндра уборки; 5—цилиндр уборки; 6—шток цилиндра уборки; 7—шток амортизационной стойки

стоек шасси осуществляется вперед, что несколько смещает ц. т. СВВП вперед, улучшая устойчивость на маршевом полете.

На рис. 10.13 показаны три возможные схемы уборки основных стоек шасси в фюзеляж. При небольшом клиренсе, характерном для грузовых СВВП, можно осуществлять уборку колеса под пол фюзеляжа. Такая схема уборки позволяет сделать вынос колеса в сторону на величину $C' = (1,5 \dots 2) h'$ и не иметь выступов на контуре фюзеляжа. Схема уборки II позволяет иметь больший клиренс и вынос колеса в сторону на величину $C' = (0,8 \dots 1,2) h'$, а также производить неполную уборку колеса для обеспечения устойчивости и предохранения фюзеляжа

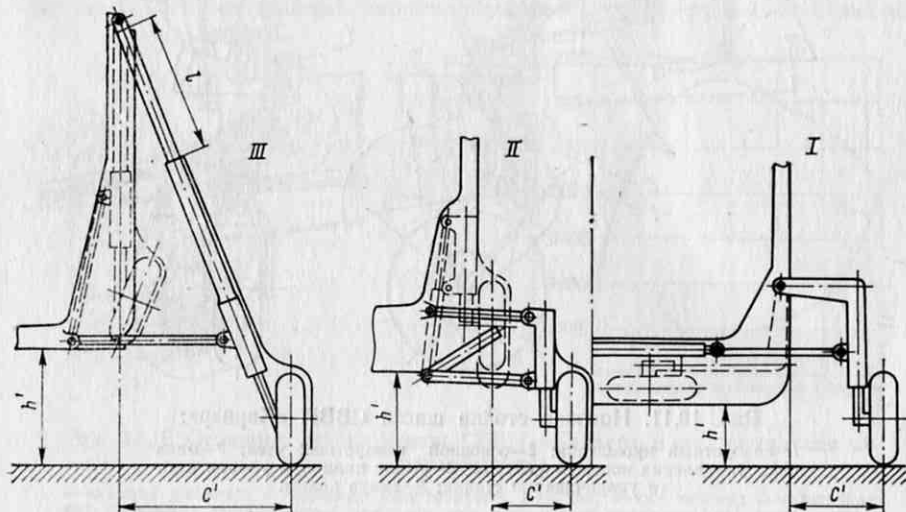


Рис. 10.13. Возможные схемы уборки основной стойки шасси в фюзеляж

от разрушения при посадке с невыпущенным шасси. В схеме III при уборке шасси амортизационная стойка с помощью вмонтированного подъемника сокращается на величину l и одновременно поджимается к боковой стенке фюзеляжа. Эта схема уборки позволяет в большом диапазоне изменять величину клиренса h' и выноса колеса в сторону C' . Аналогичная схема уборки применяется на СВВП ХС-142. Все эти три схемы имеют один существенный недостаток — они нарушают в месте уборки стоек целостность стрингеров и обшивки, что требует местного усиления каркаса фюзеляжа и связанного с этим незначительного его утяжеления.

При регулярных полетах СВВП, оборудованного колесным шасси, над водной поверхностью можно для обеспечения безопасности, как и у вертолетов, использовать надувные баллоны торового типа (рис. 10.14), наполняемые сжатым воздухом или газом при вынужденной посадке на водную поверхность. Более удачным в этом случае являются надувные баллоны сферической формы (рис. 10.15), позволяющие СВВП производить посадку не только вертикально, но и с режима планирования. Эти баллоны заполняются сжатым под большим давлением газом, размещенным в баллоне на стойке шасси. Включение осуществляется с помощью электрического клапана, тумблер которого размещается на правой стороне приборной доски летчика. Такое устройство не может быть использовано для регулярных взлетов и посадки с водной поверхности из-за малой устойчивости СВВП на таких баллонах, в особенности при наличии волн более 0,5 м и скорости ветра более 10 м/с.

Как указывалось выше, на СВВП не исключена возможность применения ползкового, лыжного, поплавкового, баллонного и комбинированного шасси. Это связано с большой тяговооруженностью СВВП и его применением (без аэродрома).

На рис. 10.16 показана схема конструкции комбинированного ползкового шасси с надувными поплавками и применением масляной амортизации, расположенной внутри фюзеляжа. Применение амортизации в ползковых шасси снижает силу посадочного удара и позволяет широко использовать его даже для вертолетов и винтовых СВВП с шарнирным креплением лопастей, у которых возможен «земной» резонанс.



Рис. 10.14. Надувные баллоны торового типа на вертолете Ка-26

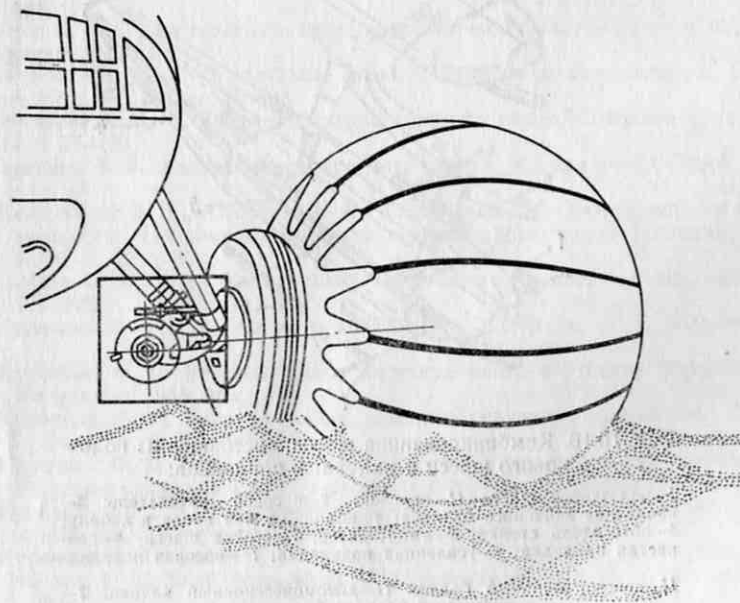


Рис. 10.15. Надувной баллон сферической формы

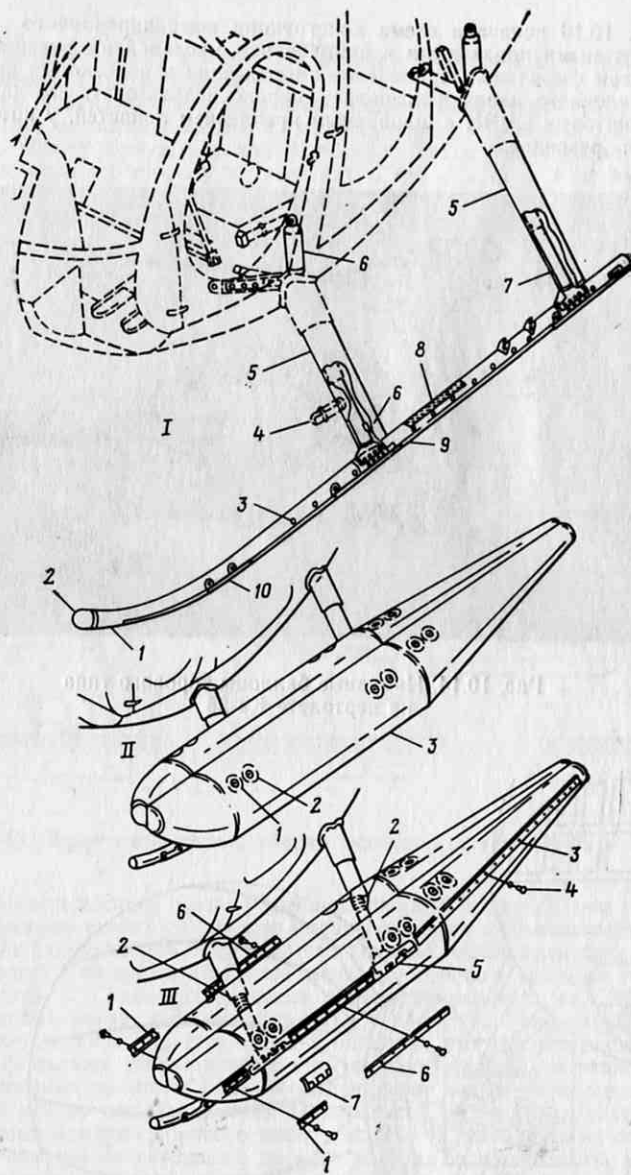


Рис. 10.16. Комбинированное шасси, состоящее из ползкового шасси и надувных поплавков:

- I—ползковое шасси (1—ползок; 2—носовой обтекатель; 3—крепление запасного баллона; 4—подножка для входа в кабину; 5—обтекатель стойки; 6—амортизатор; 7—стойка шасси; 8—ребристая накладка; 9—усиленная подкладка; 10—носовая подкладка);
- II—вспомогательный баллон (1—декомпрессионный клапан; 2—заправочный клапан; 3—поплавок);
- III—конструкция поплавка-баллона (1, 6—накладки; 2—резиновый предохранитель; 3—задняя накладка; 4—болт крепления накладки; 5—болт крепления ноги шасси; 7—усиленная накладка)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Александров В. Л. Воздушные винты. Оборонгиз, 1951, 475 с.
2. Ананьев Е. А. и др. Конструкция и боевая эффективность летательных аппаратов, М., изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского 1962, 935 с.
3. Бадягин А. А., Овруцкий Е. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М., «Машиностроение», 1964, 295 с.
4. Броуде Б. Г. Взлетно-посадочная механизация крыльев современных самолетов. Рига, ВАУГВФ, 1961, 20 с.
5. Братухин И. П. Проектирование и конструкция вертолетов, М., Оборонгиз, 1955, 360 с.
6. Бадягин А. А. и др. Проектирование самолетов. М., «Машиностроение», 1972, 515 с.
7. Вильдгрубе Л. С. Определение летных характеристик геликоптера на всех режимах и высотах и выбор его параметров при проектировании, ТВФ, 1947, № 6, 57 с.
8. Горощенко Б. Т., Дьяченко А. А., Фадеев Н. Н. Эскизное проектирование самолета. М., «Машиностроение», 1970, 331 с.
9. Горощенко Б. Т. Аэродинамика скоростного самолета. М., Оборонгиз, 1948, 330 с.
10. Егер С. М. Проектирование пассажирских реактивных самолетов. М., «Машиностроение», 1964, 350 с.
11. Жуковский Н. Е. О полезном грузе, поднимаемом геликоптером. Собрание сочинений, т. IV, 1949, с. 32—38.
12. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта. Собрание сочинений, т. IV, 1949, с. 75—90.
13. Захарин В. А. Авиация вертикального взлета. М., изд-во ДОСААФ, 1961, 71 с.
14. Касторский В. Е., Клячкин А. Л., Гаухман Я. Н. Определение взлетной тяговооруженности летательного аппарата вертикального взлета (посадки). Труды РИИГА, № 63, 1965, 28 с.
15. Зайцев В. Н., и др. Конструкция и прочность самолетов. Киев, «Высшая школа», 1974, 542 с.
16. Курочкин Ф. П. Соосные винты ИВС. Изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1941, 85 с.
17. Курочкин Ф. П. Весовой расчет несущего винта вертолета. Труды МАИ, № 54, М., Оборонгиз, 1955, 20 с.
18. Курочкин Ф. П. Весовой расчет главного редуктора вертолета. Труды МАИ, № 54, М., Оборонгиз, 1955, 16 с.
19. Курочкин Ф. П. Аэродинамические исследования винтов для вертолета — самолета на режиме висения. Сб. Трудов МАИ, вып. 142, М., Оборонгиз, 1961, 24 с.
20. Курочкин Ф. П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. М., «Машиностроение», 1970, 352 с.
21. Курочкин Ф. П. Силовые установки вертолетов. М., изд. МАИ, 1972, 130 с.
22. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. М., «Машиностроение», 1973, 616 с.
23. Масленников М. М. и др. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., «Машиностроение», 1969, 380 с.

24. Миль М. Л. и др. Вертолеты, ч. I, М., «Машиностроение», 1966, 452 с.
25. Остославский И. В., Матвеев В. Н. О работе винта, помещенного в кольцо. Труды ЦАГИ, № 248, 1935, 39 с.
26. Остославский И. В., Стражева И. В. Динамика полета. М., «Машиностроение», 1969, 500 с.
27. Поликовский В. И. Силовые установки самолетов. М., Оборонгиз, 1953, 600 с.
28. Павленко В. Ф. Самолеты вертикального взлета и посадки. М., Военгиз, 1966, 343 с.
29. Рыбаков С. В. Вертикально-взлетающие и приземляющиеся летательные аппараты. ВВФ, 1955, № 8, 90—95 с.
30. Пясики И. Б. Шариковые механизмы. М., «Машиностроение», 1962, 60 с.
31. Слюдилов М. Н. Механизмы приводов системы управления летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1975, 250 с.
32. Фомин Н. А. Проектирование самолетов. М., Оборонгиз, 1961, 300 с.
33. Шайдаков В. И. Аэродинамические исследования системы «винт в кольце» на режиме висения. М., Труды МАИ, № 111, 1959, 30 с.
34. Шайдаков В. И. Исследование режимов вертикального снижения вертолета. М., Труды МАИ, вып. 142, Оборонгиз, 1961, 20 с.
35. Шейнин В. И. Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. М., Оборонгиз, 1962, 365 с.
36. Шульженко М. Н. Конструкция самолетов. М., «Машиностроение», 1971, 415 с.
37. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956, 560 с.
38. Interavia N 6543, 1966, IX.
39. Aeranaical Journal, 1972, N 738, VI.
40. Flug Revue International, 1967, N 4.
41. SAE, N 660315, 1966, IV, p. 3.
42. Aircraft Engineering, 1970, III, IV.
43. Verti Fly, 1966, N 7, p. 18.
44. Nnteravia, 1966, N 6, p. 928.
45. Aviation Week, 1973, N 18, 30.IV.
46. Aviation Nnternational, 1976, N 695, 14 XII.
47. Interavia, 1965, N 11.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Введение	4
Условные обозначения	7

Раздел первый

Общее проектирование СВВП

Глава 1. Краткий обзор схем СВВП	9
1. Общие сведения	9
2. СВВП с винтовыми подъемными и маршевыми СУ	11
3. СВВП с вентиляторными подъемными СУ	14
4. СВВП с реактивными СУ	16
5. СВВП с комбинированными СУ	21
6. Технические требования	22
Глава 2. Выбор схемы СВВП и оценка основных проектных параметров	23
1. Общие сведения	23
2. Удельная нагрузка на площадь	25
3. Энергетическое качество	29
4. Энерговооруженность	30
5. Тяговооруженность	31
6. Сравнительная оценка характеристик летательных аппаратов различных типов	33
7. Учет соображений безопасности полета при проектировании СВВП	34
Глава 3. Выбор тяговооруженности и потребной мощности для СВВП	38
1. Общие сведения	38
2. Определение потребной подъемной тяговооруженности СВВП с учетом условий взлета	38
3. Определение маршевой тяговооруженности	45
4. Определение потребной тяговооруженности СВВП на переходных режимах	47
5. Определение потребной мощности винтового и вентиляторного СВВП на взлете и маршевом полете	53
Глава 4. Проектирование СВВП	56
1. Общие сведения	56
2. Первоначальное определение параметров СВВП и его основных частей	58

3. Предварительное определение взлетной массы летательного аппарата и его основных частей. Весовая сводка	64
4. Определение потребных сил и моментов для вспомогательного управления	67
5. Компоновка, центровка и общий вид СВВП	74

Раздел второй

Конструкции СВВП

Глава 5. Реактивные СВВП	92
1. СВВП с единой СУ	92
2. СВВП с составной СУ	96
3. СВВП с комбинированной СУ	101
Глава 6. Винтовые СВВП	106
1. СВВП с легконагруженными поворотными подъемно-маршевыми винтами и неподвижным крылом	106
2. СВВП со средненагруженными винтами с поворотным или неподвижным крылом	107
3. СВВП с тяжелонагруженными винтами	113
4. Преобразуемые винтовые СВВП	123

Раздел третий

Проектирование и конструкции агрегатов СВВП

Глава 7. Проектирование управления СВВП	125
1. Общие сведения	125
2. Управление с помощью струйных рулей	126
3. Управление с помощью рулевых винтов	133
4. Системы комбинированного управления винтового СВВП	135
5. Комбинированное управление реактивного СВВП	144
6. Возможные пути повышения эффективности аэродинамических органов управления СВВП	150
Глава 8. Проектирование и конструкции устройств для поворота крыла и винтов	152
1. Общие сведения	152
2. Определение момента, необходимого для поворота крыла и винта винтового СВВП на переходном режиме полета	153
3. Конструкция и методика расчета механизмов поворота	157
Глава 9. Выбор винта для СВВП	167
1. Общие сведения	167
2. Обобщенный к. п. д. винта	167
3. Определение потребной энерговооруженности для винтового СВВП на режиме вертикального взлета	171
4. Влияние угла установки и коэффициента заполнения на аэродинамические характеристики винта	173
5. Определение диаметра винта СВВП на режимах медленного взлета и висения	176
6. Выбор винта на режиме маршевой скорости полета	178

7. Методика построения рабочих графиков	186
8. Специфика характеристик винта СВВП, которые следует учитывать при его проектировании	189
9. Конструктивные и аэродинамические особенности тяжелонагруженных винтов СВВП	193
Глава 10. Особенности проектирования шасси для СВВП	203
1. Общие сведения	203
2. Особенности эксплуатации шасси СВВП	204
3. Основные схемы шасси	206
4. Удельная нагрузка и проходимость	208
5. Конструктивные особенности шасси СВВП	214
Список литературы	219

ИБ № 1252

Федор Петрович Курочкин

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Редактор издательства А. А. Хрусталева
Технический редактор И. А. Юдина

Художник А. Я. Михайлов
Корректор Л. Е. Хохлова

Сдано в набор 28/VI-1977г. Подписано к печати 13/X-1977 г. Т-16245
Формат 60×90^{1/16} Бумага № 1 Печ. л. 14,5 в т. ч. 1 вкл. Уч.-изд. л. 16,28
Цена 1 р. 20 к. Тираж 4000 экз. Изд. зак. 984

Издательство «Машиностроение», 107885, Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.
Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 3017

АВТОРСКИЕ ИСПРАВЛЕНИЯ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
25	7 снизу	м ² /кг	м ² /кг·10 ⁵
39	Рис. 3.1, ось ординат	0, 25, 50, 75, 100, 125	0; 12,5; 25; 37,5
52	Формула (3.17)	$\sum (m_{\text{вн}}/g) V.$	$\sum (m_{\text{вн}}/m_0) V.$
68	Формула (4.14)	$+\sum m_a r_{z^2}^2 \epsilon_x,$ $+\sum m_a (r_x^2 + r_z^2) \epsilon_y,$ $+\sum m_a r_x^2 \epsilon_z,$	$+\frac{1}{g} \sum m_a r_{z^2}^2 \epsilon_x,$ $+\frac{1}{g} \sum m_a (r_x^2 + r_z^2) \epsilon_y,$ $+\frac{1}{g} \sum m_a r_x^2 \epsilon_z,$
161	Рис. 8.9, ось ординат	0, 1, 2, 3, 4	10, 20, 30, 40

Заказ 3017/984

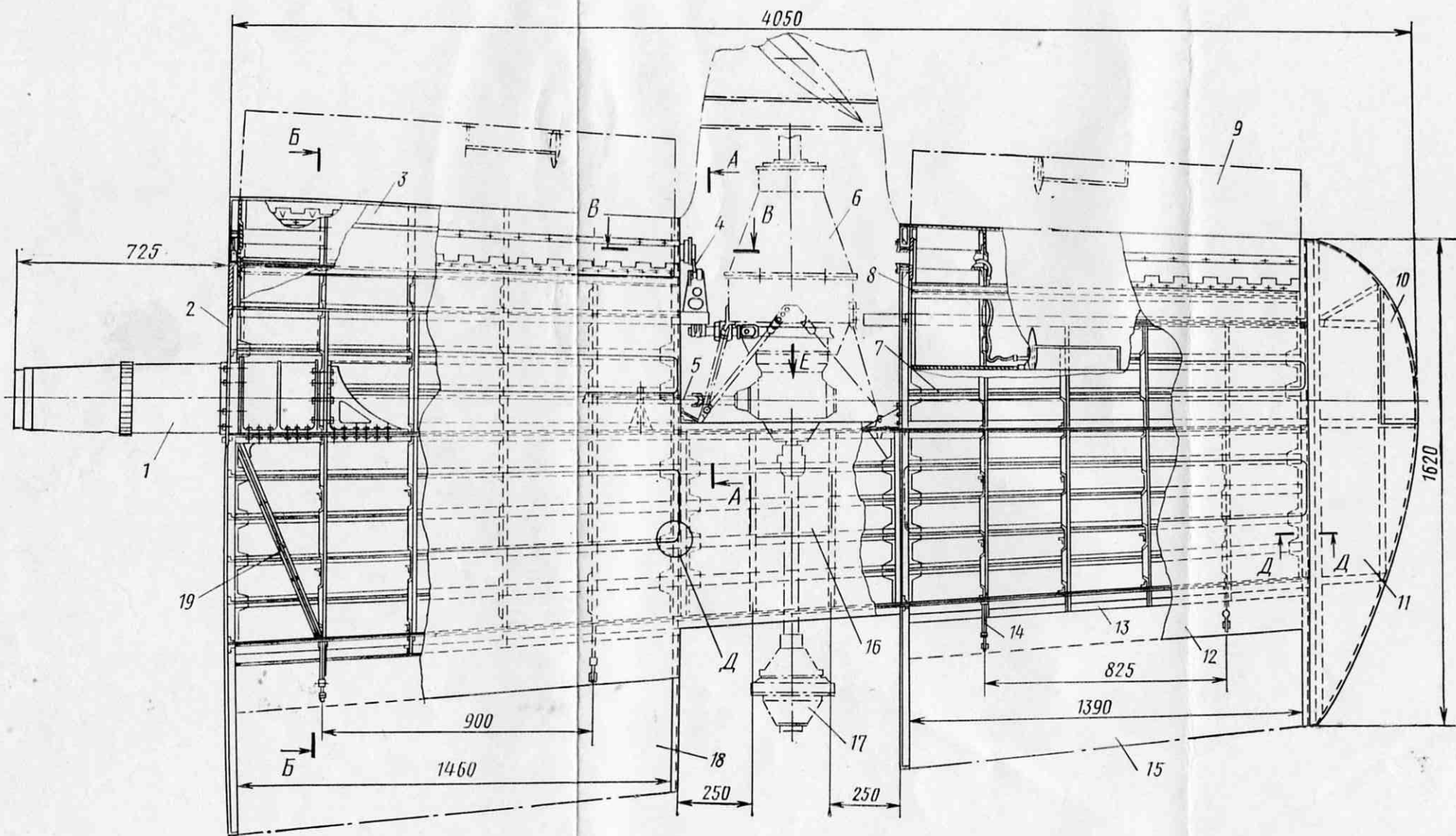
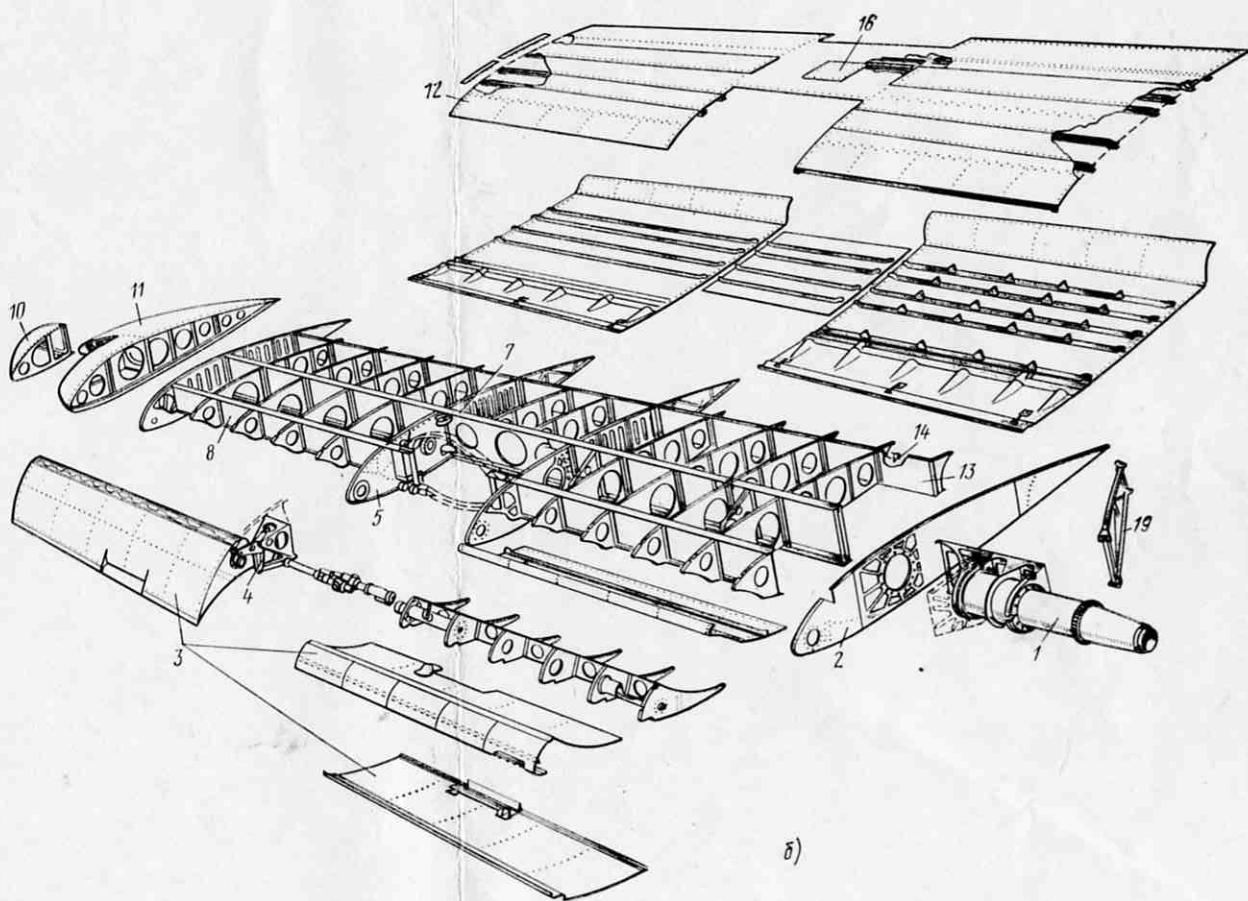


Рис. 6.5. Конструкция крыла (а) СВВП — отечественный проект и его техноло

1—ось поворота консоли крыла; 2—усиленная торцевая нервюра; 3—предкрылок типа Крюгера; 4—механизм управления предкрылком; 5—синхронный вал СУ; 6—главный редуктор; 7—главный лонжерон крыла; 8—передний лонжерон; 9—выдвинутое положение предкрылка; 10—место размещения бортового огня; 11—законцовка крыла; 12—

обшивка крыла; 13—задний лонжерон; 14—место расположения элерона; 15—место расположения элерона; 16—смотритель; 17—смотритель; 18—место расположения



б)

логические разъемы (б):

жерон; 14—кронштейн крепления элерона; 15—место
ровой люк; 17—промежуточный редуктор трансмиссии;
ия щитка-закрывка; 19—распорная нервюра