

В.Ф. ПАВЛЕНКО



САМОЛЕТЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА и ПОСАДКИ



В. Ф. ПАВЛЕНКО

САМОЛЕТЫ
ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА
И ПОСАДКИ

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1966

Доктор технических наук **Павленко В. Ф.****САМОЛЕТЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

Книга посвящена новым типам летательных аппаратов — самолетам вертикального взлета и посадки (СВВП). Эти самолеты позволяют избавиться от громоздких и уязвимых аэродромов и осуществлять широкий и быстрый маневр авиации. Они позволяют также с большей эффективностью и экономичнее осуществлять перевозки пассажиров и грузов на местных авиалиниях.

В книге излагаются особенности конструкции и работы самолетов вертикального взлета и посадки, приводится большое число возможных схем этих самолетов. Большое внимание уделено силовым установкам — наиболее важному и определяющему агрегату самолетов вертикального взлета и посадки. Рассмотрены также вопросы переходных режимов полета СВВП с нулевой скорости до скорости, на которой достаточны аэродинамические силы, управления и стабилизации на режимах вертикального взлета и посадки, пути повышения безопасности полета и вопросы эксплуатационных особенностей, связанных с воздействием газоздушных струй силовых установок самолетов с вертикальным взлетом и посадкой на взлетно-посадочные площадки и взаимодействием их с поверхностями самолета. При написании книги использованы открытые материалы, опубликованные в отечественной и зарубежной литературе.

Книга предназначена для инженерно-технического и летного состава ВВС, для слушателей и курсантов военных авиационно-технических и летных учебных заведений. Она может быть полезной для авиационных специалистов Гражданской авиации и ДОСААФ, для студентов гражданских авиационных учебных заведений, а также для всех лиц, интересующихся авиацией.

1-12-4-7**188-66***Виктор Федорович Павленко**Самолеты вертикального взлета и посадки*

М., Воениздат. 344 с.

Редактор *Дружининский М. В.*Художник *Мельников Г. М.*Технический редактор *Коновалова Е. К.*Корректор *Алексеева О. М.*

Сдано в набор 20.5.66 г.

Подписано к печати 31.10.66

Г-37287

Формат бумаги $84 \times 108 \frac{1}{32} - 10^3/4$ п. л. 18,25 усл. п. л. 16,988 уч.-изд. л.

Тираж 6 000

Изд. № 7/6275

Цена 84 к.

Зак. 273

1-я типография

Военного издательства Министерства обороны СССР

Москва, К-6, проезд Скворцова-Степанова, дом 3

ВВЕДЕНИЕ

Развитие авиации, начиная с ее зарождения, сопровождалось увеличением скорости полета, что в свою очередь приводило к возрастанию взлетной и посадочной скоростей и как следствие — к увеличению длины разбега при взлете и длины пробега при посадке. На рис. 1 приведены данные изменения максимальных и минимальных скоростей полета самолетов в течение шестидесятилетнего периода развития авиации, который условно разделен на три этапа, по 20 лет в каждом. На первом этапе (1905—1925 гг.) максимальная скорость полета самолетов увеличилась примерно в 3,2 раза, а минимальная — с 60 до 78 км/час, на втором (1925—1945 гг.) максимальная скорость полета самолетов возросла примерно в 3,8 раза, а минимальная — с 78 до 130 км/час и, наконец, на третьем (1945—1965 гг.) максимальная скорость увеличилась в 3—3,3 раза, а минимальная — со 130 до 280—300 км/час, т. е. в 2,3 раза.

Как видим, темп роста максимальных скоростей полета с развитием авиации в рассмотренных интервалах времени примерно одинаков, в то время как темп роста минимальных скоростей непрерывно увеличивается; особенно резко он возрос в последнее двадцатилетие, когда в авиации начали применяться реактивные самолеты.

Для увеличения максимальных скоростей полета больше скорости звука были применены стреловидные крылья с малой толщиной и малыми удлинениями. Этим крыльям присущи плохие несущие свойства на малых скоростях полета, что и обусловило увеличение мини-

мальных скоростей самолетов с такими крыльями. Ухудшению несущих свойств крыльев сверхзвуковых самолетов на взлетно-посадочных скоростях способствовало также применение турбореактивных двигателей и отсутствие вследствие этого обдува крыльев потоком воздуха от воздушных винтов.

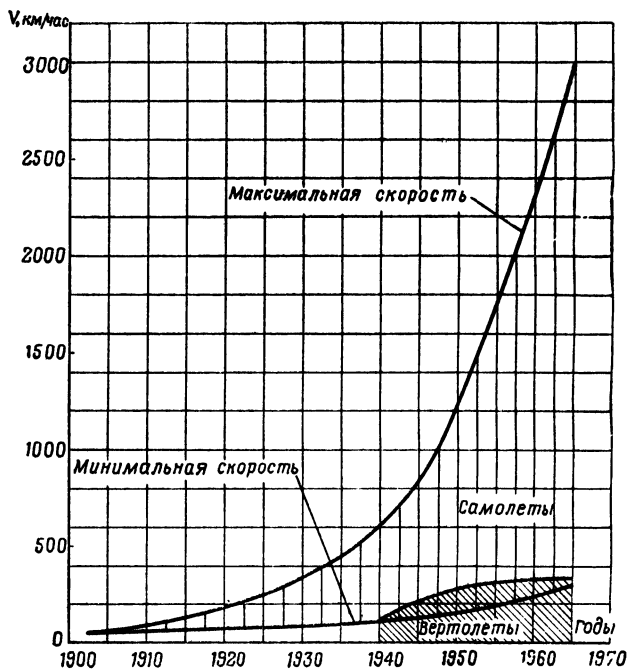


Рис. 1. Изменение максимальных и минимальных скоростей полета самолетов по годам

Увеличение минимальных скоростей полета самолетов и соответственно длин разбега при взлете и пробега при посадке приводит к значительному увеличению размеров аэродромов.

Естественные ровные площадки для аэродромов больших размеров встречаются крайне редко. Поэтому при постройке аэродрома приходится выполнять большие земляные работы по выравниванию поверхности и по нанесению бетонного покрытия значительной толщи-

ны. Это приводит к очень большим затратам средств и требует длительного времени. Аэродромы больших размеров крайне нежелательны для военной авиации, ввиду того что это затрудняет их маскировку. Кроме того, они более уязвимы со стороны авиации противника и других средств поражения, чем аэродромы малого размера. Отсюда возникает необходимость в значительном улучшении взлетно-посадочных свойств современных самолетов, для того чтобы осуществить так называемое безаэродромное базирование современной авиации, точнее — базирование самолетов на сравнительно малоподготовленных естественных площадках очень малых размеров. Эта задача особо остро встала в связи с созданием ядерного оружия.

Применение ядерного оружия по аэродромам без возможности аэродромного маневра может не только усложнить боевые действия авиации, но и совсем парализовать ее деятельность. Все это особенно касается фронтовой авиации, которая должна иметь высокую подвижность, согласуя свое базирование с темпом передвижения сухопутных войск.

Следовательно, задача резкого улучшения взлетно-посадочных характеристик современных самолетов — уменьшение взлетной и посадочной дистанций современной авиации — имеет принципиальное значение.

В процессе развития авиации возникла необходимость создания летательных аппаратов, которые смогли бы действовать с очень малых взлетно-посадочных площадок, даже если их данные по скорости и дальности полета существенно уступали бы самолетам. Такими летательными аппаратами явились вертолеты. Вертолетам присущи замечательные свойства: способность вертикально взлетать и садиться, неподвижно зависать в воздухе на длительное время, двигаться в разные стороны — вперед, в стороны, назад.

Вертолетам, по существу, не требуется аэродрома в общепринятом смысле. Он может сесть на поляне в лесу, на небольшую площадку в горах, на палубу корабля, на крышу дома, а при отсутствии площадки для посадки вертолет может зависнуть в воздухе на небольшой высоте и обеспечить погрузку и выгрузку людей и грузов на висении. Благодаря этим свойствам вертолеты нашли широкое применение в народном хозяйстве и в военном

деле, где по тем или иным причинам оказывается затруднительным использование других видов транспорта, для спасательных работ на суше и на море, оказания скорой медицинской помощи больным в отдаленных местах, обслуживания геолого-разведочных экспедиций в горах и в тайге, тушения лесных пожаров и т. д.

В течение последних 20 лет авиация развивалась как бы в двух разных направлениях: увеличения скорости полета обычных самолетов при непрерывном ухудшении их взлетно-посадочных характеристик и создания летательных аппаратов с хорошими взлетно-посадочными характеристиками — вертолетов, но со сравнительно малыми скоростями и дальностями полета. Вертолет по принципу полета имеет серьезный недостаток: его скорости полета малы — 250—300 км/час, т. е. в 8—10 раз ниже скоростей полета современных сверхзвуковых самолетов.

У конструкторов, естественно, не могла не возникнуть мысль о том, как бы объединить оба эти свойства в одном летательном аппарате, который бы мог вертикально взлетать и садиться (как вертолет), а после взлета совершать полет, как самолет. Появилось множество проектов самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. Однако конструирование подобных самолетов встретило большие трудности, связанные в первую очередь с необходимостью создания очень легких двигателей, решения задач по стабилизации и управлению такими самолетами на околонулевых скоростях и решения некоторых эксплуатационных задач.

Усилия ученых и конструкторов ряда стран в последние годы увенчались успехом — созданы экспериментальные самолеты вертикального взлета и посадки различных схем. Сейчас конструируются образцы таких самолетов целевого назначения.

Наряду с этим интенсивно ведутся работы по улучшению взлетно-посадочных характеристик современных самолетов и созданию специальных самолетов с короткими взлетной и посадочной дистанциями.

Сокращение взлетной и посадочной дистанций обеспечивается:

— увеличением подъемной силы крыла в процессе взлета и посадки;

— увеличением ускорения самолета на разбеге и торможения на пробеге;

— приложением силы тяги силовой установки в направлении, обеспечивающем появление вертикальной составляющей тяги.

Увеличение подъемной силы крыла в процессе взлета и посадки достигается путем более совершенной механизации крыла, управления пограничным слоем и т. д. Для увеличения ускорения самолета на разбеге применяются стартовые ракетные ускорители, катапульты или устанавливаются более мощные основные двигатели. Увеличение торможения самолета на пробеге после посадки достигается с помощью применения тормозных парашютов, реверсирования тяги двигателей. Наконец, сокращения взлетной и посадочной дистанций можно достичь созданием вертикальной составляющей тяги путем отклонения двигателей, реактивных сопел, а также установки двигателей на самолете в вертикальном положении или под определенным углом к оси самолета.

В зависимости от величины и направления вертикальной составляющей тяги силовой установки может быть меньшее или большее сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов. В случае если величина тяги больше веса самолета и вектор тяги направлен вертикально к поверхности земли, могут быть обеспечены вертикальный взлет без разбега и вертикальная посадка без пробега.

Для определения свойств и места самолетов вертикального взлета и посадки среди других типов самолетов условно разобьем все самолеты по характеристикам взлета и посадки на группы, как это показано в табл. 1.

В дальнейшем для самолетов с различными свойствами по взлету и посадке к указанному в табл. 1 обозначению будем добавлять букву С. Например, самолет с вертикальным взлетом и посадкой — СВВП; самолет с коротким взлетом и посадкой — СКВП и т. д.

Самолеты с укороченным и нормальным взлетом и посадкой (с взлетной дистанцией более 300 м), как правило, могут управляться на всех участках полета начиная с момента взлета с помощью аэродинамических сил. СВВП и СВВПК нуждаются в управлении и стабилизации за счет силовой установки, поскольку их минималь-

Т а б л и ц а 1

Характеристики взлета и посадки самолетов

Длина взлетной и посадочной дистанций с препятствием высотой 15 м	Характеристика взлета и посадки	Обозначение
С вертикальными взлетом и посадкой	Вертикальный	ВВП
От 0 до 150 м	Вертикальный с качением	ВВПК
От 150 до 300 м	Короткий	КВП
От 300 до 600 м	Укороченный	УВП
Более 600 м	Нормальный	НВП

ные скорости существенно ниже эволютивных. Поэтому оба этих типа самолетов являются вертикально взлетающими, но отличаются по способу взлета.

Таким образом, самолетами вертикального взлета и посадки называются такие самолеты, которые имеют вертикальную составляющую тяги, бóльшую их веса, и оборудованы устройствами стабилизации и управления, которые обеспечивают требуемые управляющие усилия при отсутствии поступательного движения самолета.

ГЛАВА I

ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ С КОРОТКИМ РАЗБЕГОМ И ПРОБЕГОМ И С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Первым этапом в решении задачи уменьшения размеров аэродромов является создание самолетов с укороченными дистанциями взлета и посадки. Какими же путями это может быть осуществлено?

Как уже отмечалось во введении, сокращения взлетной и посадочной дистанций можно достичь путем увеличения подъемной силы, увеличения ускорения и торможения, а также получения вертикальной составляющей тяги силовой установки в процессе взлета и посадки.

Длины разбега и пробега при постоянных средних значениях ускорения определяются по следующим формулам:

$$L_{\text{разб}} = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{срп}}}; \quad L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{срт}}}. \quad (1.1)$$

где $V_{\text{отр}}$ — скорость отрыва;

$V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость;

$j_{\text{срп}}$ — средняя величина ускорения в процессе разбега;

$j_{\text{срт}}$ — средняя величина замедления (торможения) при пробеге.

Из формул видно, что скорость отрыва и ускорение определяют длину разбега и соответственно взлетную

дистанцию, а посадочная скорость и замедление — длину пробега и соответственно посадочную дистанцию.

Известно, что скорость отрыва

$$V_{\text{отр}} = k_1 \sqrt{\frac{P_{\text{взл}}}{c_{y_{\text{отр}}}}}, \quad (1.2)$$

где $P_{\text{взл}} = \frac{G_0}{S}$ — взлетная удельная нагрузка на крыло;
 $c_{y_{\text{отр}}}$ — коэффициент подъемной силы при отрыве.

Аналогично посадочная скорость

$$V_{\text{пос}} = k_2 \sqrt{\frac{P_{\text{пос}}}{c_{y_{\text{пос}}}}}, \quad (1.3)$$

где $P_{\text{пос}}$ — посадочная нагрузка на крыло;

$c_{y_{\text{пос}}}$ — коэффициент подъемной силы на посадке.

В формулах (1.2) и (1.3) k_1 и k_2 — коэффициенты, не зависящие от параметров самолета.

Из указанных уравнений видно, что уменьшить скорость отрыва и посадки в целях сокращения длин разбега и пробега самолетов можно либо уменьшением нагрузки на крыло, либо увеличением коэффициента подъемной силы. Выбор нагрузки на крыло для многих типов самолетов определяется в основном не соображениями взлета и посадки. Таким образом, наиболее реальным путем уменьшения длин разбега и пробега, а также взлетных и посадочных дистанций является увеличение коэффициента подъемной силы крыла. Как правило, этот метод и реализуется на выполненных образцах самолетов с укороченным взлетом и посадкой.

Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов увеличением коэффициента подъемной силы в процессе взлета и посадки

С увеличением стреловидности крыла, уменьшением его удлинения и относительной толщины в целях достижения хороших характеристик на околозвуковых и

сверхзвуковых скоростях полета уменьшаются значения $c_{y_{\max}}$ и наклон кривой c_y по углу атаки α . В результате этого взлетные и посадочные коэффициенты подъемной силы уменьшаются даже при одинаковых значениях углов атаки. Кроме того, увеличение удлинения фюзеляжа по соображениям снижения сопротивления его на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета приводит к уменьшению достижимых углов атаки на взлете и посадке, а значит, к уменьшению $c_{y_{\text{отр}}}$ и $c_{y_{\text{пос}}}$. Данное обстоятельство вызывает еще большее ухудшение взлетно-посадочных характеристик. Все это требует принятия специальных мер для увеличения $c_{y_{\text{отр}}}$ и $c_{y_{\text{пос}}}$.

Увеличение коэффициента подъемной силы на взлетно-посадочных режимах осуществляется применением механизации крыла с целью изменения кривизны профиля (отклонением предкрылков, передней части крыла и закрылков), удлинением крыла и его стреловидности (поворотом крыла или отклонением его концевых частей), а также управлением пограничным слоем (отсос или сдув пограничного слоя).

Предкрылок представляет собой установленное вдоль передней кромки крыла подвижное устройство. В нормальном полете оно прижато к крылу, а при взлете и посадке отодвигается от него, образуя щель перед крылом. Воздух из области повышенного давления начинает проходить через щель, создавая разрежение на предкрылке. При этом срыва потока не происходит до больших углов атаки. Коэффициент подъемной силы существенно возрастает, и одновременно значительно увеличивается критический угол атаки.

Для скоростных самолетов, имеющих большие удлинения фюзеляжа (11—14 вместо 3—6 для дозвуковых), увеличение критического угла атаки является неблагоприятным фактором из-за ухудшения обзора; кроме того, в данном случае для предотвращения удара задней частью фюзеляжа о ВПП необходимы стойки шасси большой длины. Поэтому увеличение максимального значения коэффициента подъемной силы с помощью предкрылка применяется в основном на самолетах с относительно короткими фюзеляжами.

Отклоняющаяся передняя часть крыла и закрылки изменяют кривизну крыла и обеспечивают значительное

увеличение коэффициента подъемной силы на всех углах атаки. Характерно, что увеличение максимального коэффициента подъемной силы при этом не сопровождается увеличением критического угла атаки. Наблюдается даже его некоторое снижение.

Механизация в виде сочетания отклоняющейся передней части крыла и закрылков применена на сверхзвуковом американском истребителе F-104 с прямым тонким крылом малого удлинения. Без применения механизации максимальный коэффициент подъемной силы такого крыла составляет примерно 0,65. При отклонении передней части крыла вниз на 30° , а закрылков на 45° коэффициент подъемной силы крыла возрастает до 1,2—1,3, т. е. почти в два раза. Это обеспечивает величину посадочной скорости 270 км/час при высоком значении нагрузки на крыло. Механизация крыла самолета F-104 используется также в полете на малых скоростях (до 700 км/час) для повышения маневренности.

В целях получения приемлемых значений коэффициентов подъемной силы у самолетов с крыльями малого удлинения на взлете и посадке без увеличения длины стоек шасси применяют регулирование в полете угла установки крыла. В данном случае большие углы атаки ($25\text{—}28^\circ$), соответствующие наибольшим значениям коэффициента подъемной силы, могут быть достигнуты при практически нулевом угле между осью фюзеляжа и направлением скорости движения. Это резко улучшает обзор и устраняет опасность удара задней части фюзеляжа о взлетно-посадочную полосу. Изменение угла установки крыла может быть обеспечено либо вращением всего крыла относительно поперечной оси, либо отклонением передней и задней частей крыла. Вторым методом менее эффективен, чем первый, но его можно более просто осуществить в конструкции, которая, кроме того, получается и более легкой по сравнению с конструкцией с вращающимся крылом.

Может применяться комбинация этих методов — небольшой поворот всего крыла с одновременным поворотом передней и задней его частей. Такая комбинация реализована на палубном истребителе Чанс Воут «Крузейдер».

Другим типом механизации крыла современных сверхзвуковых самолетов является изменение его стре-

ловидности в полете. Оно обеспечивает получение наилучших летных характеристик самолета во всем диапазоне скоростей и высот полета и существенное увеличение коэффициента подъемной силы на взлетно-посадочных режимах. Благодаря этому заметно уменьшаются дистанции взлета и посадки.

На рис. 1.1 приведены графики зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки дозвукового са-

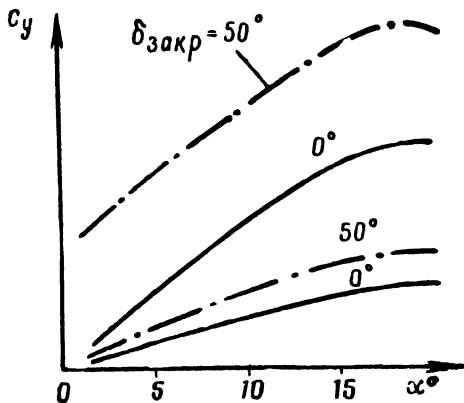


Рис. 1.1. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки дозвукового самолета с крылом большого удлинения (вверху) и сверхзвукового самолета с треугольным крылом малого удлинения (внизу)

молета с крылом большого удлинения и малой стреловидностью (вверху) и сверхзвукового самолета с треугольным крылом малого удлинения и большой стреловидностью (внизу). Из рисунка видно, что у сверхзвукового самолета с крылом малого удлинения и большой стреловидностью кривая зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки имеет очень малый наклон. Поэтому на взлете и посадке при углах атаки $12\text{--}16^\circ$ имеем сравнительно низкие значения коэффициентов подъемной силы. Характерно, что механизация треугольного крыла малоэффективна. Наблюдается лишь незначительный прирост коэффициента подъемной силы на этом крыле при угле отклонения закрылков до 50° . У самолета с крылом большого удлинения и малой

стреловидностью угол наклона кривой коэффициента подъемной силы от угла атаки значительно выше, чем в предыдущем случае. Кроме того, механизация такого крыла весьма эффективна. В результате сочетания этих факторов коэффициент подъемной силы при одинаковых используемых углах атаки данного крыла в 3—4 раза выше, чем у треугольного крыла. Вследствие этого длина разбега и пробега, а также взлетная и посадочная дистанции у самолета с крылом большого удлинения и малой стреловидностью будут примерно в 1,7—2 раза меньше, чем у самолета с треугольным крылом при прочих равных условиях.

Сопротивление же самолета с крылом малого удлинения на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета значительно ниже, чем самолета с прямым крылом большого удлинения. Это обусловлено тем, что на прямом крыле на относительно малых числах M полета наблюдается резкое увеличение коэффициента сопротивления из-за потерь энергии в скачках уплотнения (появление волнового сопротивления). На стреловидных крыльях рост коэффициента сопротивления начинается на относительно больших числах M , а максимальное значение c_x значительно ниже, чем у прямого крыла.

Таким образом, изменяя стреловидность крыла в полете, можно получить хорошие взлетно-посадочные и летные характеристики во всем диапазоне скоростей и высот полета.

Попытки конструкторов создать подобные самолеты натолкнулись на серьезные трудности, вызванные главным образом проблемой обеспечения управляемости и устойчивости при изменении положения поворачиваемого крыла. На самолетах, где крыло крепилось на шарнирах к борту фюзеляжа, при увеличении стреловидности происходило значительное смещение точки приложения равнодействующей подъемной силы назад и появлялись большие значения моментов относительно поперечной оси, что затрудняло обеспечение устойчивости и управляемости самолета. Данный недостаток был устранен уменьшением размеров поворачиваемой части крыла, которую стали крепить к шарнирам неподвижной части крыла. В результате уменьшения размеров поворачиваемой части крыла и наличия неподвижной части не происходит значительных смещений точки приложения

равнодействующей подъемной силы. При этом обеспечиваются достаточная продольная устойчивость и управляемость самолета в широком диапазоне изменения углов стреловидности.

На рис. 1.2 приведена схема самолета с крылом изменяемой стреловидности. Подвижная часть крыла

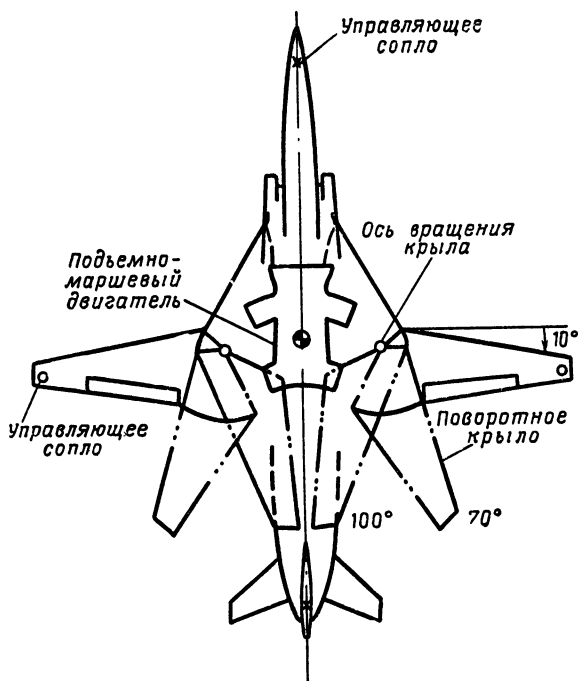


Рис. 1.2. Схема самолета с крылом изменяемой стреловидности в полете

крепится к неподвижной ее части. В крайнем переднем положении крыла угол стреловидности равен 10° , в среднем — 70° и в крайнем заднем — 100° . При изменении угла стреловидности в этом диапазоне резко изменяются удлинение и относительная толщина крыла. Увеличение угла стреловидности с 10° до 100° сопровождается уменьшением удлинения и относительной толщины крыла почти в десять раз. На угле стреловидности 10° удлинение равно 6, а относительная толщина кры-

ла 10%, что наиболее благоприятно для взлета, посадки и дозвуковых скоростей полета; на угле стреловидности 100° удлинение равно 0,6, а относительная толщина 1—1,5%, что весьма благоприятно для сверхзвуковых скоростей полета.

При изменении стреловидности в полете изменяется и максимальное аэродинамическое качество (рис. 1.3).

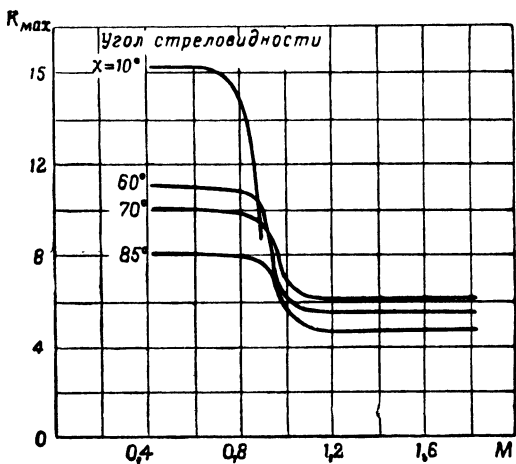


Рис. 1.3. Изменение максимального аэродинамического качества по скорости полета при разных углах стреловидности

С уменьшением угла стреловидности с 100° до 10° резко возрастает тангенс угла наклона кривой коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^* (более чем в три раза). В результате на одном и том же используемом угле атаки (на взлете и посадке) значительно возрастает коэффициент подъемной силы (рис. 1.4). С уменьшением угла стреловидности с 100° до 10° реализуемый коэффициент подъемной силы увеличивается примерно в пять раз и достигает величин, равных лучшим величинам, полученным на дозвуковых самолетах с прямым неподвижным крылом.

В последние годы широкое распространение получило управление пограничным слоем (УПС) как средство увеличения коэффициентов подъемной силы на взлет-

ных и посадочных режимах полета. Управление пограничным слоем — это принудительное сдувание или отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла, предкрылков или закрылков на больших углах атаки.

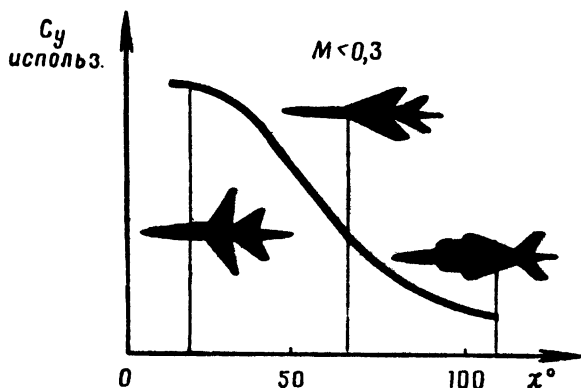


Рис. 1.4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла стреловидности крыла

Отсос пограничного слоя, как правило, производится у носка профиля крыла или у носка предкрылка; осуществляется он вдоль всей передней кромки. Для этого в кромке выполнены отверстия или щели. Систему отсоса пограничного слоя на сверхзвуковых самолетах осуществить весьма сложно. Интерес к ней проявляется в настоящее время главным образом с точки зрения обеспечения ламинаризации обтекания всего крыла, резкого увеличения подъемной силы на взлете и посадке и уменьшения сопротивления на дозвуковых скоростях полета.

Наибольшее распространение на современных самолетах получила система сдува пограничного слоя. Она обладает большой эффективностью и простотой конструкции. Применяется эта система в основном в сочетании с механизацией крыла в виде отклоняемых закрылков и предкрылков. При этом воздух для сдува пограничного слоя подается на переднюю кромку предкрылка и закрылка.

На рис. 1.5 приведены графики зависимости коэффициента подъемной силы для крыла без механизации (а), для крыла с закрылком (б) и для крыла с закрылком и сдувом пограничного слоя (в). Из графиков видно, что коэффициент подъемной силы у системы со сдувом пограничного слоя резко возрастает во всем диапазоне углов атаки, а его максимальное значение достигается практически на том же угле атаки, что и у крыла без СПС и механизации.

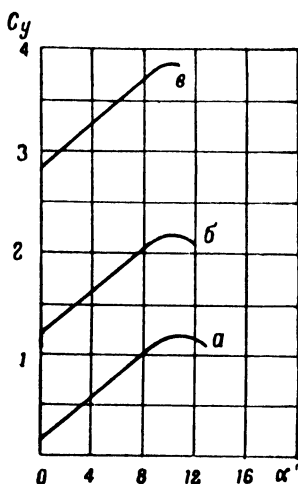


Рис. 1.5. Изменение коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки: а — для крыла без механизации; б — для крыла с закрылком; в — с закрылком и сдувом пограничного слоя

Для обеспечения работы системы сдува пограничного слоя применяется сжатый воздух, отбираемый за компрессором основного двигателя самолета, или сжатый воздух, который подается от специального генератора сжатого воздуха. Выбор того или другого способа обеспечения системы сдува пограничного слоя определяется назначением самолета, его особенностями и типом силовой установки.

На рис. 1.6 приведена схема системы сдува пограничного слоя на палубном самолете с двумя турбореактивными двигателями.

Система работает только при посадке самолета. Сжатый воздух, отбираемый за компрессорами ТРД, поступает в коллекторы 2, из них — в трубопроводы 3. Коллекторы сообщаются между собой через соединительный трубопровод с целью получения одинакового давления воздуха в трубопроводах подвода сжатого воздуха к закрылкам. В трубопроводах, расположенных в крыле перед закрылком, имеется ряд отверстий или щелей, через которые сжатый воздух выходит с большой скоростью и сдувает при этом пограничный слой на закрылке. В результате этого закрылок может быть отклонен на больший угол без срыва потока и обеспечить вследствие этого прирост коэффициента подъемной силы.

На величину прироста коэффициента подъемной си-

лы при работе системы сдува пограничного слоя оказывают большое влияние количество и скорость выдуваемого воздуха. Поэтому принято характеризовать систему СПС приростом коэффициента подъемной силы при данном значении коэффициента количества движения c_{μ} :

$$c_{\mu} = \frac{mV_{\text{выд}}}{\frac{\rho V^2}{2} S}, \quad (1.4)$$

где m — массовый расход воздуха в секунду;
 $V_{\text{выд}}$ — скорость выдуваемого воздуха.

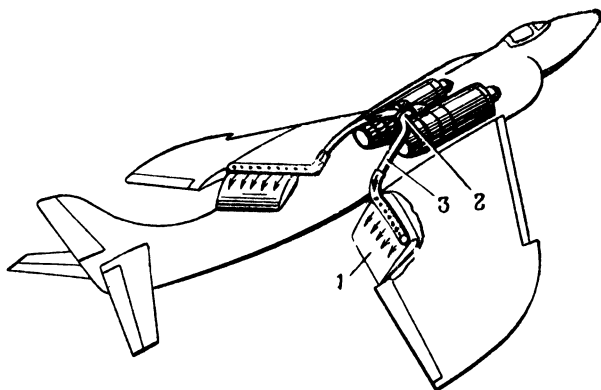


Рис. 1.6. Схема системы сдува пограничного слоя на самолете с двумя ТРД:

1 — закрылки; 2 — коллектор; 3 — соединительный трубопровод

Увеличение коэффициента c_{μ} сопровождается значительным приростом коэффициента подъемной силы. Интенсивный прирост его наблюдается до значений $c_{\mu} = 0,01 — 0,015$.

Следует, однако, сказать, что в большинстве случаев достижение значительных величин коэффициента подъемной силы связано с относительно большими расходами сжатого воздуха. У современных сверхзвуковых самолетов для системы СПС отбирается до 8—10% сжатого воздуха за компрессором.

Отбор сжатого воздуха за компрессором ТРД вызывает уменьшение тяги и ухудшение экономичности. Так, отбор 10% воздуха от ТРД вызывает падение тяги

примерно на 20% и ухудшение экономичности примерно на 25%. В связи с этим применение системы СПС с отбором сжатого воздуха за компрессором основных двигателей на взлете, когда весьма важно иметь максимальные значения тяги, оказывается нерациональным.

На самолетах, для которых важное значение имеет сокращение не только посадочной дистанции, но и взлетной, применяют генераторы сжатого воздуха для питания системы сдува пограничного слоя. В качестве генераторов сжатого воздуха используют газотурбинные двигатели, специально рассчитанные на снабжение СПС сжатым воздухом. Поскольку эти двигатели используются только на взлете и посадке, их ресурс очень мал. Диапазон скоростей и высот, в которых эксплуатируется генератор, небольшой. Все это позволяет сделать их легкими и тем самым снизить вес всей системы сдува пограничного слоя. Понятно, что при наличии автономного генератора (или генераторов) сжатого воздуха тяга основных двигателей на взлете и посадке не изменяется.

Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов увеличением ускорения и замедления на взлете и посадке

Взлетная и посадочная дистанции самолетов могут быть значительно сокращены путем увеличения ускорения в процессе взлета и замедления при посадке.

Увеличение ускорения, а значит, и уменьшение времени и длины пути до достижения требуемой скорости полета, можно обеспечить повышением тяговооруженности самолета в процессе взлета. Наиболее распространенным средством увеличения тяговооруженности в процессе взлета является применение стартовых ускорителей, подвешиваемых под фюзеляж или крыло самолета. В качестве стартовых ускорителей применяются главным образом ракетные двигатели твердого топлива. Они просты в конструктивном отношении и в эксплуатации. После взлета стартовые ускорители сбрасываются.

С помощью стартовых ускорителей можно получить очень короткие дистанции взлета. Величина дистанции взлета зависит от выбранного импульса стартового ускорителя (произведения его тяги на время действия).

Требуемая величина импульса во многом определяется назначением самолета и средствами замедления его при посадке. Очевидно, что в подавляющем большинстве случаев длину взлетной дистанции нерационально уменьшать ниже посадочной дистанции. Это значит, что требуемый импульс стартовых ускорителей определяется исходя из длины посадочной дистанции, которую можно достигнуть, применив данные средства замедления.

Уменьшение посадочной дистанции представляет большие трудности, в первую очередь из-за больших посадочных скоростей современных самолетов. Посадочную дистанцию можно уменьшить путем сокращения длины выдерживания перед пробегом и длины пробега. У самолетов с ТРД наибольшее распространение получили такие средства сокращения длины пробега: увеличение эффективности торможения колес, применение тормозных парашютов, реверсивных устройств, а у самолетов с турбовинтовыми двигателями — увеличение эффективности торможения колес, реверсирование винтов.

Следует отметить, что повышение эффективности торможения колес и применение тормозного парашюта с целью сокращения длины пробега имеют следующие недостатки. Так, повышение мощности трения колесных тормозов связано с увеличением их размеров, с необходимостью увеличения теплоотвода и разработки износостойчивых материалов для тормозов и покрышек. Увеличение силы сопротивления тормозных парашютов приводит к росту их площади и веса и к необходимости выполнять более прочными узлы в конструкции самолета, где прикладывается усилие парашюта при его раскрытии. Кроме того, колесные тормоза неэффективны при обледенении поверхности ВПП и малоэффективны при ее загрязнении и увлажнении. Тормозные парашюты, эффективные при совместном хорошем торможении колес, практически трудноприменимы при боковых порывах ветра и значительно теряют свою эффективность при обледенении взлетно-посадочной полосы.

Одним из весьма эффективных средств торможения реактивных самолетов являются реверсивные устройства, с помощью которых производится поворот газового потока после турбины в направлении, противоположном

его первоначальному движению. В результате такого поворота газов создается тяга двигателя против движения самолета (отрицательная тяга), вызывающая торможение его.

Реверсивные устройства не имеют тех недостатков, которые свойственны указанным выше методам торможения самолетов. Влияние силы ветра и состояние аэродрома мало сказываются на эффективности их работы. Кроме того, они являются единственным универсальным методом торможения самолета как при его пробеге, так и в воздухе на всех этапах посадки.

В настоящее время известно много различных схем реверсивных устройств ТРД, отличающихся одно от другого как по принципиальным особенностям схемы, так и по конструкции. Все известные устройства для реверса тяги можно подразделить по следующим основным признакам:

- по месту поворота газового потока;
- по способу отклонения газового потока;
- по особенности организации газового потока.

По месту поворота газового потока реверсивные устройства подразделяются на два типа:

- с поворотом газового потока до реактивного сопла;
- с поворотом газового потока после реактивного сопла.

По способу отклонения газового потока устройства различаются следующим образом:

- с механическим способом отклонения газового потока;
- с газодинамическим способом отклонения газового потока.

Наконец, все схемы реверсивных устройств различаются по особенностям организации газового потока в отклоняющем устройстве, которая осуществляется путем поворота газового потока большим числом мелких струй и поворота его малым числом крупных струй. Поворот газового потока большим числом мелких струй позволяет лучше организовать его в гидравлическом отношении; однако при этом возникает необходимость в специальных решетках профилей.

Из различных схем наиболее приемлемыми являются шесть.

На рис. 1.7 приведены схемы реверсивных устройств, которые встречаются в выполненных образцах двигателей. В реверсивном устройстве, показанном на рис. 1.7, а, поворот газового потока осуществляется механическим способом до реактивного сопла. Часть потока газов G_{r1} , выходящего из турбины, поворачивается отклоняющим устройством в решетку профилей и истекает под углом ψ к оси двигателя в атмосферу. Оставшаяся часть потока газов выходит в атмосферу через реактивное сопло двигателя. Этот способ обеспечивает получение значительной величины отрицательной тяги в результате поворота большей части газового потока на большой угол.

При повороте газового потока до реактивного сопла реверсивное устройство включается в конструкцию двигателя. Это увеличивает вес двигателя, что, конечно, является недостатком подобной схемы. Для работы такого типа реверсивного устройства на самолете необходимо предусмотреть подвижные люки для выпуска газов из реверсивного устройства ТРД в нужном направлении.

На рис. 1.7, б показано реверсивное устройство с поворотом газового потока после реактивного сопла. Поток газа поворачивается решеткой и создает отрицательную тягу. Конструкция данного устройства не входит в конструкцию двигателя. Здесь также не нужны и люки для выхода газов. Недостатком подобной схемы является наличие в задней части самолета решетки для отклонения газового потока, которая повышает сопротивление самолета. На ряде самолетов решетка убирается в заднюю часть фюзеляжа, поэтому диаметр ее приходится увеличивать, что также приводит к увеличению сопротивления.

В реверсивных устройствах, показанных на схемах рис. 1.7, в и г, поворот газового потока осуществляется газодинамическим способом — подводом сжатого воздуха в отверстие u . Реверсивные устройства этих схем могут быть более легкими, однако здесь трудно осуществить поворот газового потока в таком количестве, как в рассмотренных выше устройствах. Это, естественно, уменьшает величину отрицательной тяги. Тем не менее такие реверсивные устройства могут оказаться вполне

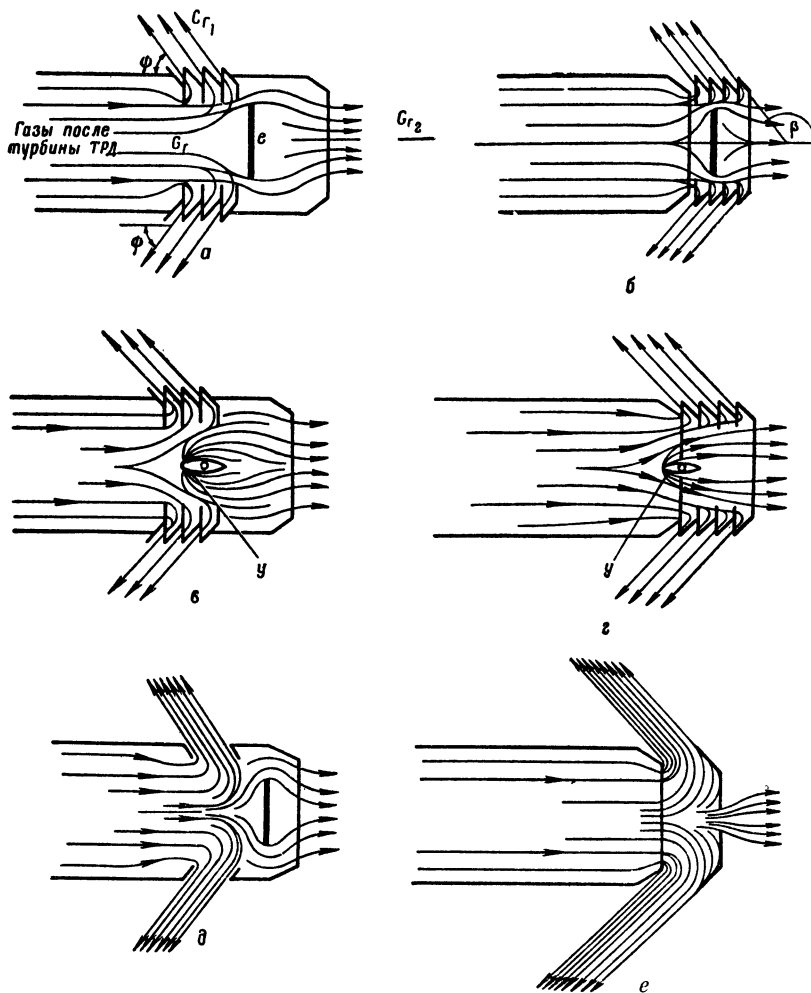


Рис. 1.7. Схемы реверсивных устройств ТРД:

с поворотом газового потока большим числом мелких струй механическим способом до реактивного сопла (а) и после него (б); газодинамическим способом до реактивного сопла (в) и после него (г); малым числом крупных струй механическим способом до реактивного сопла (д) и после него (е)

эффективными. Если осуществить быстрый выход на режимы максимальной отрицательной тяги, то можно получить вполне приемлемые величины импульса отрицательной тяги.

Таким образом, время получения максимальной отрицательной тяги реверсивного устройства является важнейшим показателем его эффективности. Оно должно быть минимальным. В этом случае можно для требуемой эффективности устройства обеспечивать меньшее значение максимальной отрицательной тяги, а следовательно, меньшие размеры и веса конструкции.

На рис. 1,7, *д* и *е* показаны реверсивные устройства, в которых поворот газового потока осуществляется небольшим числом крупных струй (большой частью двумя струями). Поток газа на выходе из реверсивного устройства в данном случае получается менее организованным. В связи с этим можно ожидать, что они окажутся менее эффективными на больших скоростях полета. Однако подобные реверсивные устройства более просты в конструктивном отношении и более надежны.

К компоновке реверсивного устройства на самолете предъявляются следующие основные требования. Она должна способствовать получению максимально возможной отрицательной тяги. Во время работы реверсивного устройства не должно возникать асимметричной тяги, которая могла бы вызвать появление несбалансированных моментов. Реверсивное устройство не должно оказывать влияния на устойчивость и управляемость самолета в нормальном полете и увеличивать лобовое сопротивление самолета. Следует принять меры против попадания горячих газов на крыло, элероны, обшивку фюзеляжа и на вход в двигатель. Реверсивное устройство не должно влиять на нормальную работу двигателя и существенно сказываться на весе силовой установки.

Величина отрицательной тяги и удельного расхода топлива любой схемы реверсивного устройства ТРД определяется количеством поворачиваемого газа и углом его поворота. С увеличением количества газа $G_{г1}$, поворачиваемого в реверсивном устройстве, и угла поворота отрицательная тяга возрастает.

Отрицательную удельную тягу реверсивного устрой-

ства, т. е. тягу, отнесенную к 1 кг расхода газа, можно выразить следующей формулой:

$$P_{удр} = \frac{G_{r1}}{G_r} \cdot \frac{W_{5p}}{g} \cos \psi - \frac{G_{r2}}{G_r} \cdot \frac{W_5}{g} + \frac{G_b}{G_r} \cdot \frac{V}{g}.$$

Преобразовав это выражение, получим

$$P_{удр} = \left(P_{уд} + \frac{V}{g} \right) \left[\frac{G_{r1}}{G_r} \left(\frac{W_{5p}}{W_5} \cos \psi + 1 \right) - 1 \right] + \frac{V}{g}, \quad (1.5)$$

где $P_{уд}$ и $P_{удр}$ — удельные тяги ТРД без реверсивного устройства и с ним;

W_5 и W_{5p} — скорость истечения газа из сопла двигателя и реверсивного устройства соответственно;

V — скорость полета.

При выводе этой формулы принято, что часть газов G_{r2} при работе реверсивного устройства, истекающая в прямом направлении, имеет скорость, равную скорости истечения газов из реактивного сопла ТРД без реверсивного устройства, и что в реверсивном устройстве ТРД происходит полное расширение газов. Разница в величинах расхода газа и воздуха не учтена.

Удельная реверсивная тяга сильно зависит от отношения $\frac{G_{r1}}{G_r}$. Для каждого значения ψ (или β) существует такая его величина, при которой удельная тяга равна нулю, т. е. не создается отрицательной тяги. Это отношение расходов газа равно

$$\left(\frac{G_{r1}}{G_r} \right)_{P_{уд}=0} = \frac{1}{\frac{\varphi_{ср}}{\varphi_0} \cos \psi + 1}. \quad (1.6)$$

Чем меньше угол ψ , тем меньше значение отношения расхода газов при нулевой отрицательной тяге. Например, при $\psi = 30^\circ$ и $\psi = 60^\circ$ отношение $\frac{G_{r1}}{G_r}$, при котором не создается отрицательной тяги, равно соответственно 0,56 и 0,685. Это указывает на необходимость обеспе-

ния поворота относительно большого количества газов для создания приемлемой величины отрицательной тяги.

При увеличении угла поворота газов в реверсивном устройстве его удельная тяга возрастает, однако интенсивность этого возрастания заметно уменьшается с увеличением угла поворота газового потока. Так, при увеличении угла поворота со 120 до 135° удельная тяга возрастает на 42% , а со 135 до 150° — на 21% . При дальнейшем увеличении угла поворота газов величина отрицательной удельной тяги возрастает в еще меньшей степени. Например, при увеличении угла β со 150 до 160° удельная тяга возрастет на $6,5\%$; со 160 до 170° — на 5% и со 170 до 180° — всего на $1,5\%$. Эти цифры получены в предположении, что с увеличением угла поворота потери в реверсивном устройстве не повышались, хотя на самом деле они возрастают с увеличением угла β , что приводит к еще более замедленному росту тяги. Из этого следует, что поворот потока нецелесообразно осуществлять выше определенного угла.

Нецелесообразно увеличивать угол поворота газового потока также из соображений воздействия газов на обшивку фюзеляжа (гондолы) из-за прижатия горячей газовой струи к поверхности обшивки и движения ее вперед по пограничному слою против основного потока воздуха.

Удельная реверсивная тяга зависит, кроме того, от параметров процесса ТРД — температуры газов перед турбиной T_3^* , степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* , КПД элементов двигателя. Температура газов перед турбиной в земных статических условиях сильно влияет на величину удельной тяги. Так, при увеличении ее с 1200 до 1600°К при $\pi_k^* = 7$ удельная тяга увеличивается на $10\text{—}30\%$. Удельный расход топлива при этом возрастает примерно на 15% .

Реверсивные устройства применяются на посадке самолета. Они включаются на скорости $80\text{—}100\text{ м/сек}$ и работают до полной остановки самолета. В связи с этим для рассмотрения эффективности применения реверсивных устройств ТРД необходимо знать тяговые характеристики ТРД с этими устройствами в диапазоне скорости движения $0\text{—}100\text{ м/сек}$. В данном диапазоне скоростей удобно пользоваться коэффициентом реверси-

рования k , представляющим собой отношение отрицательной тяги двигателя с реверсивным устройством к положительной земной статической тяге ТРД. Величина k значительно изменяется при изменении скорости движения самолета. Можно считать с большой точностью, что расход газа через двигатель и скорость его истечения из реактивного сопла не изменяются при увеличении скорости движения от 0 до 100 м/сек. В этом случае коэффициент реверсирования тяги можно записать в следующем виде:

$$k = \frac{P_p}{P_0} = \frac{G_{r_1}}{G_r} \cdot \frac{W_{5p}}{W_{50}} \cos \psi - \frac{G_{r_2}}{G_r} \cdot \frac{W_5}{W_{50}} + \frac{V}{W_{50}}. \quad (1.7)$$

При постоянстве величин W_{5p} , W_{50} , G_r , G_{r_1} и G_{r_2} (в принятом диапазоне скоростей) первые два члена (правой части уравнения) представляют коэффициент реверсирования k_0 в статических условиях, следовательно

$$k = k_0 + \frac{V}{gP_{уд0}}. \quad (1.8)$$

Таким образом, в рассматриваемом диапазоне скоростей величина коэффициента реверсирования линейно изменяется в зависимости от скорости движения и зависит от отношения расхода газов, удельной тяги ТРД и коэффициента реверсирования при нулевой скорости движения.

На рис. 1.8 показана зависимость коэффициента реверсирования от скорости полета самолета при различных удельных тягах ТРД и различных значениях k_0 . Как видим, коэффициент реверсирования k сильно зависит от k_0 и V .

Для иллюстрации эффективности применения реверсивных устройств ТРД на рис. 1.9 приведены зависимости длины пробега самолета от коэффициента трения колес при торможении. Тормоза колес являются наименее эффективным средством торможения, особенно при малых коэффициентах трения (менее 0,1). Парашют совместно с тормозами колес обеспечивает хорошее торможение при посадке на сухой аэродром с бетонным покрытием. Однако в случае посадки на обледеневший или влажный аэродром (коэффициент трения менее

0,05) длины пробега самолета резко возрастают. Реверсивное устройство ТРД обеспечивает хорошее торможение даже в неблагоприятных условиях ($f=0,02$), так как тяга двигателя не зависит от состояния поверхности ВПП аэродрома. При $f=0,02$ торможение осуществляется практически только реверсивным устройством, так как тормоза при этом совершенно неэффективны.

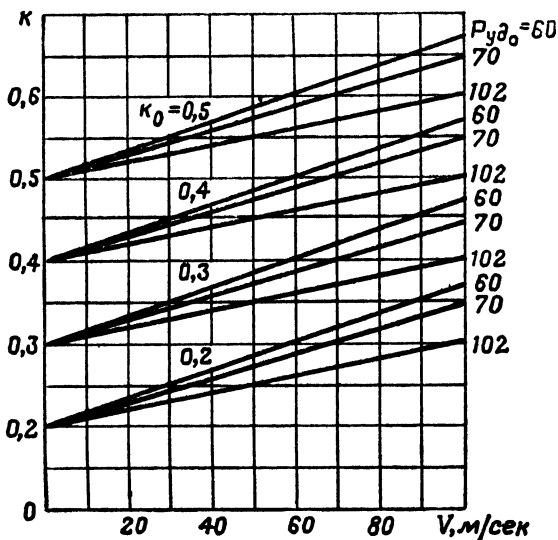


Рис. 1.8. Изменение коэффициента реверсирования тяги по скорости полета

Для обеспечения высокой эффективности торможения самолета реверсивным устройством достаточно получения значений коэффициента реверсирования $k \approx 0,2—0,3$. При увеличении коэффициента реверсирования длина пробега уменьшается сначала резко, а затем медленно.

Поскольку у современных самолетов длина посадочной дистанции больше взлетной, торможение самолета после касания колесами поверхности ВПП на посадке не может полностью решить проблему уменьшения размеров аэродромов для этих самолетов, так как даже энергичное торможение на пробеге не уменьшает посадочной дистанции до величины взлетной. Возникает потребность торможения самолетов в процессе выдержи-

вания и, возможно, в процессе планирования. Тормозные парашюты в этом случае неприменимы из-за возникновения моментов в результате приложения силы с большим плечом относительно центра тяжести самолета на посадочных углах атаки. Кроме того, при применении парашютов весьма опасными являются порывы ветра.

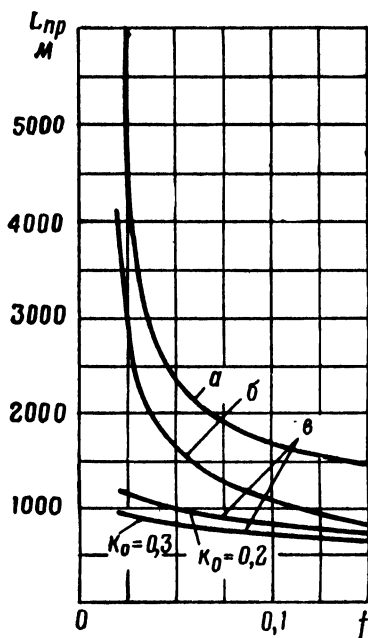


Рис. 1.9. Зависимость длины пробега самолета от коэффициента трения при торможении:

a — только тормозами колес; *б* — тормозами колес и парашютом; *в* — тормозами колес и реверсивным устройством

Реверсивное устройство может оказаться вполне приемлемым средством торможения самолетов на выдерживании. Отрицательная тяга на посадочных углах атаки не будет вызывать больших моментов, так как ее вектор проходит вблизи центра тяжести. Эффективность в уменьшении длины выдерживания самолета даже при сравнительно малом коэффициенте реверсирования (при-

мерно 0,1, т. е. 10% отрицательной тяги от максимальной величины положительной тяги) здесь достигается очень большая: длина выдерживания уменьшается в 2,5 раза.

Таким образом, реверсивные устройства ТРД — это весьма эффективное средство торможения самолета. В настоящее время они нашли применение главным образом на пассажирских самолетах. На военных самолетах, как правило, применяются тормозные парашюты в сочетании с мощными тормозами колес.

Для разгона и торможения самолета используются также различного рода стационарные средства, такие, как катапульты, тормозные сетки и др. Они находят применение, например, на авианосцах.

Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов созданием вертикальной составляющей тяги силовой установки

Все описанные выше способы торможения самолета дают возможность получить только укороченные взлет и посадку. Для резкого сокращения взлетной и посадочной дистанций наиболее эффективным средством является применение вертикальной составляющей тяги силовой установки, позволяющей уменьшить величину подъемной силы самолета, при достижении которой происходит отрыв самолета от земли. Следовательно, и скорость, до которой необходимо разогнать самолет для получения этой уменьшенной величины подъемной силы, будет меньше, а значит, и длина разбега до отрыва уменьшится. Чем больше вертикальная составляющая тяги, тем меньше должна быть подъемная сила крыла, при которой происходит отрыв самолета на разбеге. Например, если при весе самолета 10 т вертикальная составляющая тяги силовой установки на взлете составляет 5 т, то подъемная сила крыла при отрыве самолета должна быть в два раза меньше, чем в том случае, когда вертикальная составляющая тяги отсутствует. Так как величина подъемной силы при заданном значении коэффициента подъемной силы пропорциональна квадрату скорости движения, скорость, при которой происходит отрыв самолета, будет меньше примерно в 1,4 раза.

Вертикальная составляющая тяги для обеспечения сокращенных дистанций взлета и посадки может быть получена отклонением реактивных сопел на определенный угол, отклонением двигателей, установкой дополнительных двигателей в вертикальном положении или под углом к оси самолета, поворотом двигателей вместе с крылом и отклонением струи воздуха за воздушными винтами.

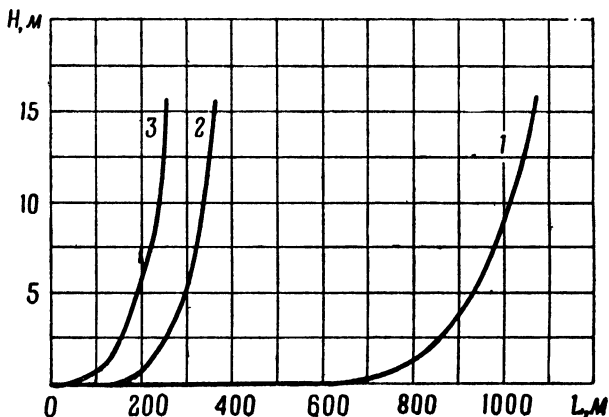


Рис. 1.10. Изменение взлетной дистанции самолета от способа приложения тяги:

1 — тяга приложена горизонтально; 2 — у одного двигателя тяга приложена горизонтально, а у двух двигателей вектор тяги отклоняется от 30 до 60°; 3 — у двух основных двигателей вектор тяги отклоняется до 45°, у двух дополнительных — от 45 до 60°

На рис. 1.10 приведено изменение длины разбега и длины взлетной дистанции самолета в зависимости от способа приложения тяги. Кривая 1 показывает изменение этих данных при горизонтальном приложении тяги; кривая 2 — когда тяга приложена горизонтально у одного двигателя, а у двух двигателей вектор тяги отклоняется на угол от 30 до 60°; кривая 3 — когда у двух основных двигателей вектор тяги отклоняется до 45°, а у двух дополнительных двигателей — от 45 до 60°. Анализируя кривые 1, 2, 3, видим, что создание вертикальной составляющей тяги у двух двигателей (кривая 2) дает возможность примерно в четыре раза сократить длину разбега и в три раза — взлетную дистанцию по

сравнению с горизонтальным приложением тяги (кривая 1), а создание вертикальной составляющей тяги с помощью отклонения всех двигателей (кривая 3) сократить примерно в десять раз длину разбега и в четыре раза — длину взлетной дистанции по сравнению с горизонтальным приложением тяги.

Эти данные показывают значительные возможности по сокращению взлетной и посадочной дистанций при создании вертикальной составляющей тяги.

Какие же данные необходимо обеспечить по тяге силовой установки для совершения короткого и вертикального взлета и посадки?

На рис. 1.11 приведены графики изменения потребной тяговооруженности (отношение суммарной тяги силовой установки к весу самолета) для получения длины разбега и взлетной дистанции самолетов с коротким разбегом и пробегом созданием вертикальной составляющей тяги. Приведены также получаемые при этом величины скорости отрыва. Для сравнения на этом же рисунке приведены длины разбега, взлетные дистанции и скорости отрыва для случая приложения тяги по оси самолета при разных значениях тяговооруженности. Из рис. 1.11 видно, что при обычном взлете с приложением тяги по оси самолета сокращение взлетной дистанции связано с большими энергетическими затратами. Действительно, для уменьшения взлетной дистанции до 500 м необходимо увеличение тяги силовой установки до величины, в 1,5 раза большей веса самолета. Если учесть, что тяговооруженность современных самолетов со скоростями полета до числа $M=1,7-2$ составляет 0,6—0,8, то тяга силовой установки в этом случае должна быть практически увеличена в два раза. Но это означает, что и вес силовой установки должен увеличиться в два раза.

Предположим, что запас топлива для самолета с обычным взлетом составляет 35% веса самолета. В результате увеличения доли веса силовой установки в два раза для самолета с укороченным взлетом запас топлива должен на такую же величину быть меньше. Следовательно, дальность полета такого самолета сильно уменьшится.

Все эти соображения являются серьезным препятствием на пути сокращения взлетной дистанции самолета.

тов путем простого увеличения тяги силовой установки при обычном взлете с приложением тяги по оси самолета.

Другое дело, если производится кратковременный разгон самолета с приложением силы тяги по оси, например в течение 2—3 сек, и затем осуществляется из-

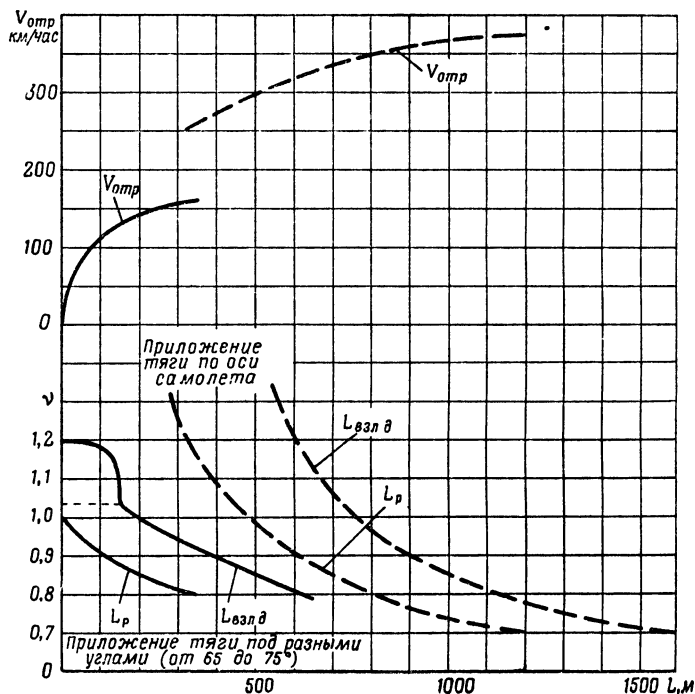


Рис. 1.11. Зависимость потребной тяговооруженности самолета от длины разбега и взлетной дистанции при отклонении вектора тяги (сплошные линии) и при приложении тяги по оси самолета (пунктирные)

менение направления тяги так, чтобы она была приложена под углом к оси самолета. В этом случае требуется значительно меньшая тяговооруженность для обеспечения малых взлетных дистанций. Так, при тяговооруженности, равной 0,8, но с отклонением вектора тяги силовой установки на 65° от оси самолета, можно получить взлетную дистанцию 600 м, а длину разбега примерно

320 м. При увеличении тяговооруженности до 0,9 у самолета с изменяемым направлением вектора тяги силовой установки взлетная дистанция уменьшается до 380 м, а длина разбега — до 120 м.

При сокращении взлетной дистанции у самолетов с турбореактивными двигателями (одноконтурными или двухконтурными) до 300—400 м созданием вертикальной составляющей тяги скорость отрыва резко уменьшается. Это обстоятельство очень серьезно влияет на управляемость самолета при взлете. Чтобы ее обеспечить, допустимо уменьшать взлетную дистанцию до такой величины, при которой все еще осуществляется аэродинамическое управление полетом в процессе взлета.

Таким образом, самолеты с силовой установкой, создающей вертикальную составляющую тяги, при аэродинамическом управлении на взлете и посадке являются самолетами с укороченным разбегом и пробегом.

Другой путь обеспечения управляемости самолетом состоит в применении управления и стабилизации самолета при помощи силовой установки (газодинамическое, изменением направления и величины тяги и др.). В последнем случае представляется возможным получить резкое уменьшение взлетной дистанции.

Все сказанное в полной мере относится и к посадке

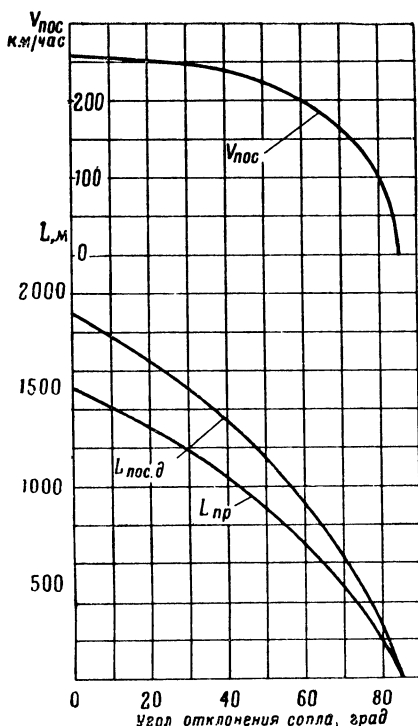


Рис. 1.12. Зависимость посадочной скорости, посадочной дистанции и длины пробега от угла отклонения сопел двигателя

при создании вертикальной составляющей тяги. На рис. 1.12 приведены графики зависимости посадочной скорости, посадочной дистанции и длины пробега от угла отклонения сопел двигателя. Графики получены для угла снижения 3° с выравниванием перед касанием земли. Заход на посадку, выравнивание и пробег выполняются при постоянном угле отклонения сопел. Как видно, при угле отклонения сопел двигателя 75° обеспечивается снижение посадочной скорости до 150 км/час и скорости при касании земли до 130 км/час . При этом посадочная дистанция составляет 500 м , а длина пробега 300 м . Таким образом, при наличии вертикальной составляющей тяги взлетная дистанция уменьшается примерно в четыре раза, а длина пробега — в пять раз по сравнению с самолетом, имеющим только горизонтальную тягу.

Вертикальная составляющая тяги на некоторых самолетах с турбовинтовыми двигателями создается путем поворота воздушного потока после винтов на большой угол двухщелевыми закрылками, расположенными по всему размаху крыла. Величина вертикальной составляющей тяги зависит от угла отклонения закрылков и потерь количества движения воздушного потока при повороте струи (рис. 1.13). Из рис. 1.13 видно, что в данном случае можно получить отношение вертикальной тяги к максимальной, равное $0,9$, при $\sim 30\%$ горизонтальной тяги от максимального значения при угле поворота потока воздуха 72° . Это обеспечивает получение на данных самолетах коротких дистанций взлета и посадки.

Примером самолета с коротким разбегом и пробегом, использующего указанный способ создания вертикальной составляющей тяги, является французский военно-транспортный самолет Бреге 941. Силовая установка этого самолета состоит из четырех турбовинтовых двигателей «Турмо» IIIД мощностью по 1500 л.с. каждый, которые приводят во вращение трехлопастные винты диаметром $4,43 \text{ м}$. Двигатели связаны между собой гибкой трансмиссией, проходящей в отсеке переднего лонжерона крыла.

Каждый двигатель, если в нем возникает неисправность, отключается от силовой установки, но при этом его винт продолжает вращаться от трансмиссии и разво-

рачивающих моментов не возникает. Трансмиссия используется также для синхронизации вращения воздушных винтов. При отказе одного из воздушных винтов он также может отключиться. При этом продолжают работать все четыре двигателя. Самолет в данном случае теряет свойства короткого взлета и посадки, но безопасность обеспечивается.

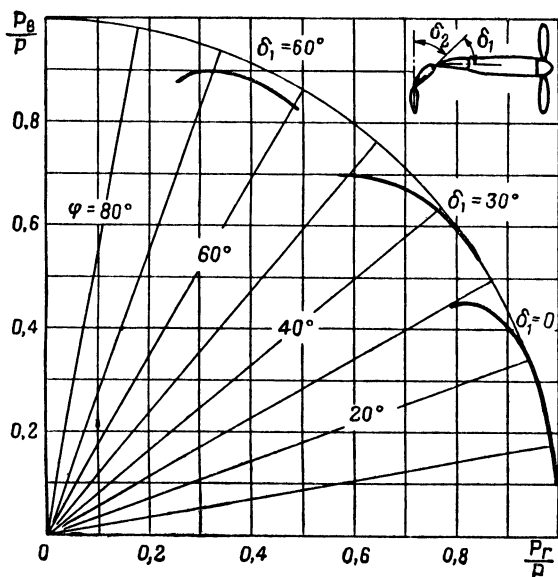


Рис. 1.13. Изменение вертикальной и горизонтальной составляющих тяг от угла поворота струи за воздушными винтами (φ — угол поворота струи; δ_1 — угол отклонения первой поворотной части закрылка)

Отклонение потока воздуха за воздушными винтами обеспечивает самолету Бреге 941 взлетную дистанцию 246 м и посадочную дистанцию 237 м.

Повышением тяговооруженности самолета можно получить значительное сокращение взлетных и посадочных дистанций и длин разбега и пробега. Понятно, что можно подобрать и такую величину тяги и направление ее приложения к самолету, когда длины разбега и пробега самолета будут равны нулю, т. е. когда самолет

сможет совершать вертикальный взлет и посадку. Судя по графикам, приведенным на рис. 1.11, при тяговооруженности 1,04 длины разбега и пробега могут быть доведены до нулевого значения, а взлетные и посадочные дистанции до величин порядка 150 м или несколько ниже. При тяговооруженности, равной единице, длина разбега составляет 15—20 м, а взлетная дистанция — около 200 м.

Значит, начиная с тяговооруженности, равной единице, мы получаем новый класс самолетов — с вертикальным взлетом и посадкой. Этот класс самолетов должен быть оборудован системой стабилизации и управления от силовой установки или автономных газогенераторов, так как скорости отрыва и посадки у них очень низкие (25—30 км/час). При таких скоростях аэродинамическое управление самолетом неэффективно.

Дальнейшее повышение тяговооруженности до значений 1,2 позволяет получить нулевые дистанции взлета и посадки, т. е. обеспечить классический вертикальный подъем и вертикальный спуск самолета.

Следует оговорить, что разбивка этих самолетов на два класса (с нулевой дистанцией взлета и посадки и вертикальными подъемом и спуском) является условной. Оба эти класса соответствуют самолетам вертикального взлета и посадки (СВВП). Действительно, если на самолете применена система стабилизации и управления от силовой установки, эффективно работающей во всем диапазоне взлетно-посадочных скоростей вплоть до нулевых, и тяговооруженность близка к 1 при нормальном взлетном весе, в ряде случаев имеется возможность уменьшить взлетный вес на 10—20% за счет уменьшения запаса топлива и веса полезной нагрузки. В результате тяговооруженность самолета увеличивается до значений 1,1—1,2, при которых надежно обеспечиваются различные траектории вертикального взлета и посадки, в том числе вертикальный подъем и спуск.

Таким образом, под самолетами с вертикальным взлетом и посадкой будем подразумевать самолеты с тяговооруженностью выше единицы, имеющие систему управления и стабилизации от силовой установки или автономных газогенераторов.

Обеспечение вертикального взлета и посадки самолетов

Самолеты с вертикальным взлетом и посадкой имеют серию траекторий взлета и посадки — от вертикального подъема до траектории, соответствующей траектории самолета с коротким разбегом и пробегом (рис. 1.14). Это значит, что СВВП по сравнению с СКВП имеют более «гибкое» применение исходя из располагаемых пло-

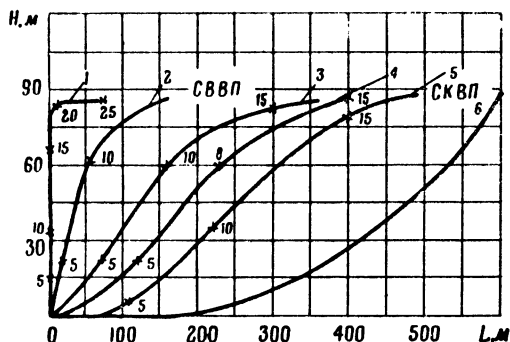


Рис. 1.14. Различные траектории взлета СВВП и СКВП

щадок для взлета и посадки и подступов к ним. У СКВП траектория довольно «жесткая»; говоря другими словами, она сравнительно мало изменяется. Это предъявляет вполне определенные требования к размерам взлетно-посадочной площадки и подступам к ней для этих самолетов.

На рис. 1.14 приведена классическая траектория СВВП с вертикальным подъемом 1, две траектории с нулевым разбегом (точечным взлетом) 2 и 3, отличающиеся друг от друга интенсивностью набора высоты, а стало быть, и взлетными дистанциями, траектория вертикального взлета с качением 4, траектория взлета СВВП с коротким разбегом в перегрузочном варианте 5 и для сравнения траектория взлета СКВП 6. На графиках траекторий нанесено время в секундах достижения данной высоты и дистанции (цифры около крестиков). Наименьшее время достижения скорости управляемого аэродинамического полета (эволютивной скорости) получаем при вертикальном взлете с качением (траектория 4).

Эту траекторию выгодно применять при взлете с недостаточно прочных грунтов по соображениям снижения эрозии грунта и избежания попадания струи на вход в двигатель. Длина разбега по земле при вертикальном взлете с качением составляет очень малую величину — примерно 5—10 м. По существу, это есть не что иное, как вертикальный взлет, при котором самолету сообщается незначительное поступательное движение для ухода от струй своих двигателей.

Как уже указывалось, для обеспечения вертикального взлета и посадки необходимо с помощью силовой установки получить вертикальную составляющую тяги, равную или несколько большую веса самолета. Рассмотрим особенности создания вертикальной тяги различными типами силовых установок.

Весьма важными параметрами, характеризующими свойства силовых установок летательных аппаратов с вертикальным взлетом и посадкой, являются расход рабочего тела для создания вертикальной тяги, скорость его истечения, расход топлива, габариты и вес силовой установки. Эти параметры и были приняты для оценки разных типов силовых установок.

Очевидно, что все типы силовых установок целесообразно оценивать при одинаковом значении вертикальной тяги, например 1 т. На рис. 1.15 показана зависимость расхода топлива в 1 мин на 1 т вертикальной тяги от расхода рабочего тела в 1 сек для создания 1 т вертикальной тяги различными типами силовых установок. По характеру изменения расхода топлива от расхода рабочего тела этот график можно условно разбить на три характерные области.

Первая — область ракетных и комбинированных двигателей (слева), которой присущи весьма большие расходы топлива при очень малых секундных расходах рабочего тела. В этой области наблюдается резкое уменьшение расхода топлива (в 6—6,5 раз) при незначительном увеличении секундного расхода рабочего тела (за счет перехода от ракетных к комбинированным двигателям). Скорости истечения рабочего тела в данной области весьма большие — 1500—3000 м/сек.

Вторая — область турбореактивных и двухконтурных двигателей и турбовентиляторных агрегатов (средняя область). Для удобства оценки она представлена в

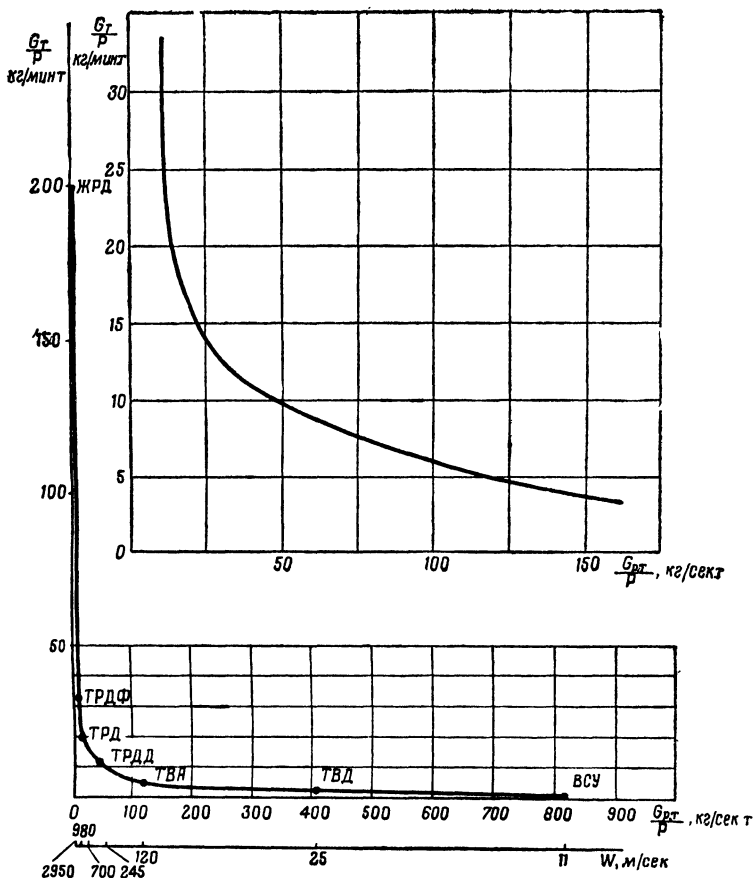


Рис. 1.15. Зависимость расхода топлива от секундного расхода рабочего тела силовой установки для создания 1 т вертикальной тяги

большем масштабе в центральной части графика. В этой области происходит и увеличение секундного расхода рабочего тела, и уменьшение расхода топлива. Причем, во сколько раз увеличится секундный расход рабочего тела, примерно во столько же раз уменьшится и расход топлива. Например, при увеличении расхода рабочего тела в 12 раз (с 12,5 до 150 кг/сек·т) расход топлива уменьшается примерно в 11 раз (с 35 до

3,2 кг/мин·т). Наибольший расход топлива во второй области имеют одноконтурные и двухконтурные двигатели с форсажем. Расход рабочего тела у них наименьший. Несколько больший расход рабочего тела имеют турбореактивные двигатели (ТРД), еще больший — двухконтурные двигатели (ТРДД). Самые большие расходы рабочего тела в этой области имеют турбовентиляторные агрегаты (ТВА) с различной степенью двухконтурности. Скорость истечения рабочего тела в данной области равна 100—900 м/сек.

Третья — область винтовых двигателей (правая), от винтов в кольцевом канале до вертолетных силовых установок с большими диаметрами несущих винтов. Для данной области характерно резкое увеличение расхода рабочего тела (со 150 до 800 кг/сек·т и несколько более); это сопровождается снижением расхода топлива примерно в 2,5—3 раза. Третьей области присущи очень низкие скорости истечения рабочего тела — 10—100 м/сек. Скорости истечения приведены наряду с расходом рабочего тела по оси абсцисс.

Следует сказать, что расход рабочего тела при оценке разных типов силовых установок принимается равным сумме расхода через двигатель и движитель. Для вертолетной силовой установки — это расход газов через двигатель и расход воздуха через несущий винт; для ТРДД — расход газов через оба контура; для ракетных двигателей — расход газов, или, что то же самое, секундный расход топлива.

Приведенные графики построены по осредненным данным различных типов силовых установок. Фактически расход топлива для данного расхода рабочего тела имеет отклонения вверх и вниз от приведенной кривой.

Очевидно, что только расход рабочего тела, скорость его истечения, а также расход топлива не могут в достаточной степени характеризовать выгодность того или иного типа силовой установки для создания вертикальной тяги. Необходимо, кроме того, оценить силовую установку с точки зрения ее веса и габаритов. На рис. 1.16 приведено изменение веса различных типов силовых установок на 1 т развиваемой вертикальной тяги в зависимости от секундной отбрасываемой массы на 1 т тяги. Здесь, как и ранее, приведены осредненные ве-

личины весов. Из рисунка видно, что с увеличением отбрасываемой массы вес силовой установки на 1 т создаваемой вертикальной тяги непрерывно возрастает, причем наибольшая интенсивность роста веса наблюдается в первой области.

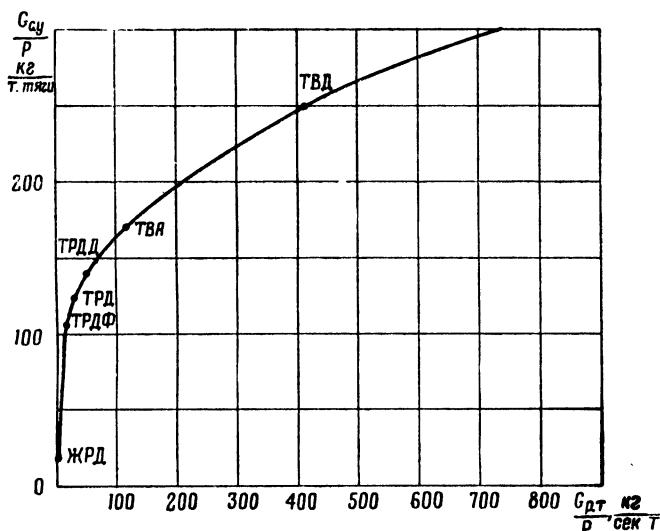


Рис. 1.16. Вес силовых установок разных типов, создающих 1 т вертикальной тяги, с разными значениями расхода рабочего тела

На рис. 1.17 показаны зависимости суммы веса силовой установки и расходоуемого топлива на 1 т вертикальной тяги в течение 1; 5 и 10 мин от расхода рабочего тела (вверху). Здесь же приведены габаритные диаметры различных типов силовых установок в зависимости от того же параметра (внизу). Из рисунка видно, что в области, соответствующей ТРД, ТРДД и ТВА, наблюдаются минимальные величины суммы веса силовой установки и топлива для разного времени, в течение которого создается вертикальная тяга. Хорошо также видно, что с увеличением времени создания вертикальной тяги минимум суммы веса силовой установки и топлива перемещается в область больших значений отбрасываемой массы. Характерно, что при малом времени работы

на режиме создания вертикальной тяги (менее 1 мин) по экономичности и весу силовой установки могут быть выгодными и ракетные двигатели. От 1 до 10 мин выгод-

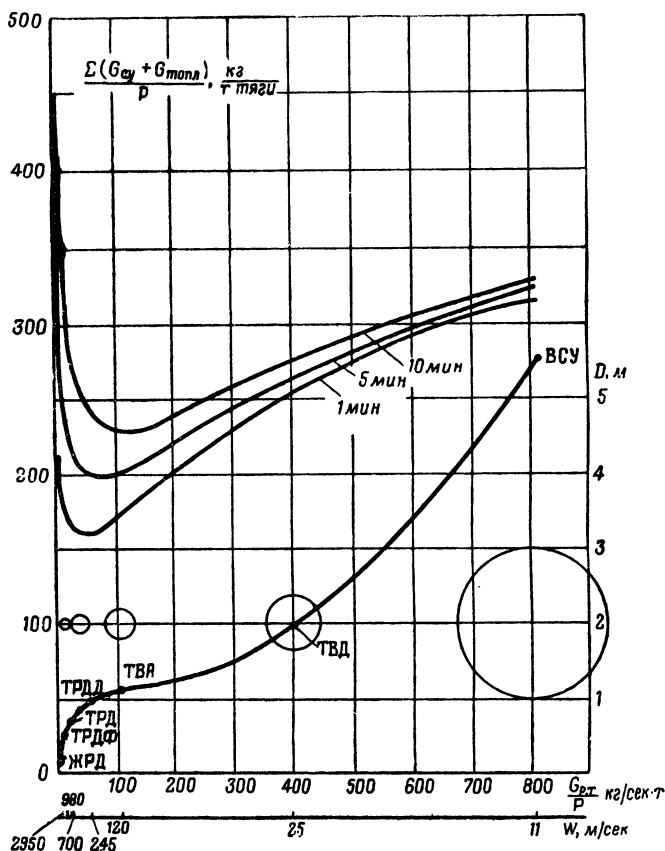


Рис. 1.17. Зависимость суммы веса силовой установки, расходуемого топлива и габаритных диаметров силовых установок от расхода рабочего тела на 1 т вертикальной тяги в течение 1; 5 и 10 мин

ны различные типы воздушно-реактивных двигателей: турбореактивные с форсажем и без форсажа, двухконтурные с форсажем и без форсажа, различные двигатели с турбовентиляторными агрегатами.

Ракетные двигатели имеют наименьший диаметр на 1 т тяги — 0,1—0,15, воздушно-реактивные двигатели от 0,4 до 1 м, винтовые и вертолетные — от 1 до 5,4 м.

Анализ рис. 1.17 показывает, что для создания вертикальной тяги наибольший интерес представляют воздушно-реактивные двигатели: турбореактивные с форсажем и без форсажа, двухконтурные с форсажем и без форсажа, различные двигатели с турбовентиляторными агрегатами.

Первоначальные экспериментальные образцы самолетов вертикального взлета и посадки

В начальный период исследовательских работ по созданию самолетов с вертикальным взлетом и посадкой необходимо было отработать вопросы устойчивости и управляемости СВВП на взлетно-посадочных режимах. Для этой цели были построены летающие стенды «Турболет» (СССР), «Флаинг Бедстед» (Англия) и «Флаинг АТАР» (Франция). Турбореактивные двигатели на летающих стендах («Турболет» и «Флаинг АТАР») расположены вертикально. На стенде «Флаинг Бедстед» двигатели размещены горизонтально и имеют выхлопные трубы, заканчивающиеся коленом для поворота потоков газов на 90°. Двигатели укреплены на каркасе. К последнему крепится также небольшая кабина или сиденье летчика.

Управление стендами «Турболет» и «Флаинг Бедстед» производилось с помощью сжатого воздуха. Сжатый воздух, отбираемый за компрессором двигателя, подавался в удлиненные трубы, прикрепленные к каркасу, из которых поступал в сопла, которыми заканчивались трубы. «Флаинг АТАР» управлялся газовыми рулями, расположенными в струе выхлопных газов двигателя.

Результаты испытаний на летающих стендах дали возможность разработать и построить ряд экспериментальных самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. За границей были построены экспериментальные самолеты Конвэр XFY-1, Локхид XFV-1 с ТВД, Райан X-13 (рис. 1.18) и СНЕКМА С-450 «Колеоптер». Все они имели вертикальное положение фюзеляжа при взле-

те и посадке. Длина фюзеляжа этих самолетов находилась в пределах 15—20 м.

Самолет Конвэр ХFY-1 снабжен двумя турбовинтовыми двигателями, расположенными рядом и имеющими общий редуктор, через который приводились во вращение соосные винты диаметром 4,9 м. Вес самолета

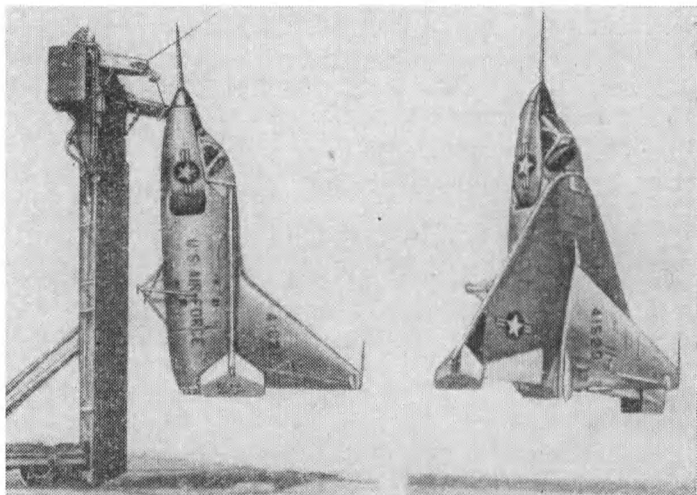


Рис. 1.18. Американский экспериментальный СВВП Х-13 с вертикальным положением фюзеляжа

6800 кг. Общая мощность силовой установки 5260 л. с. Коэффициент тяги винтов равен 1,67, что обеспечило получение тяги 9000 кг с учетом 150 кг тяги, создаваемой истекающими газами из сопел турбовинтовых двигателей. Тяговооруженность самолета равна 1,32.

Самолет управлялся на всех режимах полета аэродинамическими рулями, установленными в потоке воздуха за винтами. Длительное время он проходил летные испытания. В 1957 г. его испытания были прекращены.

На самолете Райан Х-13 применен турбореактивный двигатель Эвон с тягой 4540 кг. При весе самолета 3630 кг, таким образом, получена тяговооруженность 1,25. Этот самолет отличался тем, что его взлет и посад-

ка осуществлялись с вертикально установленной рампой. Управлялся он газовыми и струйными рулями. Испытания его были прекращены.

Самолет СНЕКМА С-450 «Колеоптер» был снабжен ТРД с тягой 3700 кг. При взлетном весе 3250 кг его тяговооруженность составляла 1,14. Особенностью этого самолета являлось применение кольцевого крыла диаметром 4,15 м, прикрепленного к фюзеляжу посредством удобообтекаемых стоек. В процессе испытаний самолет разбился; дальнейшие работы по нему не производились.

Таким образом, из всех построенных СВВП с вертикальным положением фюзеляжа в настоящее время ни один не летает. Работы по созданию подобных самолетов не получили развития. Это обусловлено неудобствами их эксплуатации. Вертикальное положение фюзеляжа на взлете и посадке и горизонтальное положение в полете требуют применения поворотного сиденья летчика, что существенно усложняет конструкцию, а в случае отказов элементов сиденья при повороте создает критическую ситуацию из-за потери ориентировки и возможных головокружений летчика в таком положении. Вертикальное положение фюзеляжа даже с учетом принятия конструктивных мер приводит к ухудшению обзора летчиком.

Самолеты такого типа требуют совершения сложного вертикального маневра перед посадкой с набором большой высоты и последующим длительным спуском, что весьма неэкономично и ухудшает летные характеристики самолета по дальности и продолжительности полета.

В связи с изложенным интерес к такого типа самолетам упал. Основные усилия конструкторов были направлены на создание СВВП с горизонтальным положением фюзеляжа. В период 1955—1958 гг. было построено несколько таких самолетов, которые подвергались и летным испытаниям. Так, был создан экспериментальный СВВП Белл XV-3, снабженный одним поршневым двигателем мощностью 450 л. с. и двумя поворотными винтами диаметром по 7,5 м. Был сконструирован экспериментальный самолет Доук VZ-4DA, также имеющий поворотные воздушные винты. Он отличается от предыдущего применением турбовинтового двигателя и поворачивающихся винтов, расположенных в кольцевых ка-

налах. Построены два типа экспериментальных СВВП с поворотными воздушными винтами вместе с крылом самолета: Боинг-Вертол VZ-2 и Хиллер Х-18. У самолета Боинг-Вертол VZ-2 силовая установка состоит из одного ТВД мощностью 5250 л. с. и двух воздушных винтов. У самолета Хиллер Х-18 двигатели и воздушные винты поворачиваются вместе с крылом. Этот самолет построен позже, и на нем устранены выявленные трудности при испытаниях СВВП VZ-2, связанные с обеспечением устойчивости и управляемости полета на взлете и посадке. Это обеспечено применением двух турбовинтовых двигателей мощностью по 5250 л. с. каждый, осуществлением дифференциального управления тяги винтов, а также установкой небольшого ТРД, газы которого подводятся в сопла, расположенные в хвосте, для продольного управления самолетом.

С целью исследования вертикального взлета и посадки с помощью поворота потока воздуха после воздушных винтов был построен экспериментальный самолет Райан VZ-3. На нем установлен один ТВД мощностью 900 л. с., приводящий во вращение два воздушных винта. Винты на самолете располагаются таким образом, что почти все крыло находится в струе воздуха, отбрасываемой воздушными винтами. Винты приводятся трансмиссией от общего редуктора. Управление самолетом по тангажу осуществляется изменением направления тяги сопла газотурбинного двигателя, расположенного в задней части самолета (хвостового сопла), который механически связан с ручкой управления. Поперечное управление осуществляется щелевыми элеронами и дифференциальным изменением шага лопастей воздушных винтов. Управление по курсу обеспечивается изменением направления силы тяги хвостового сопла.

В этот же период были созданы три экспериментальных самолета вертикального взлета и посадки с турбореактивными двигателями: Белл VTOL¹, Шорт SC.1 и Белл Х-14.

У самолета Белл VTOL¹ (рис. 1.19) по бокам фюзеляжа установлены два турбореактивных двигателя с тягой по 450 кг, поворачиваемые из горизонтального положения в вертикальное. На взлете и посадке или висении самолет управляется соплами, расположенными на концах крыла и в задней части самолета. Сжатый воз-

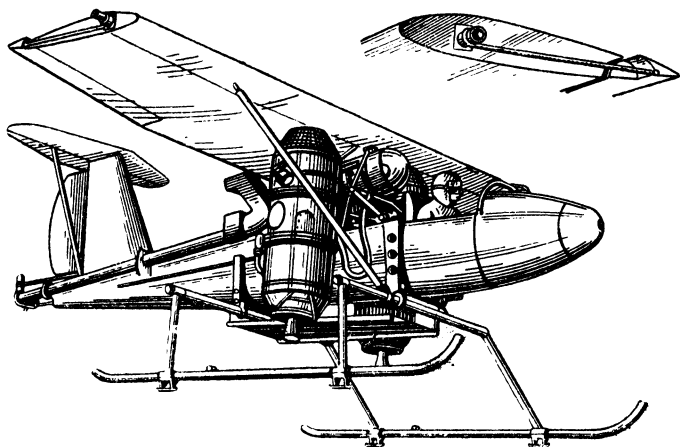


Рис. 1.19. Американский экспериментальный СВВП Белл VTOL с поворотными двигателями

дух в эти сопла подается из газотурбинного генератора.

Экспериментальный самолет Шорт SC.1 (рис. 1.20) построен в Англии для отработки схемы СВВП с составной силовой установкой. Его скорость 500 км/час, шасси неубирающееся. Взлетный вес самолета 3800 кг. Крыло треугольное со стреловидностью по передней кромке 45° , площадь крыла 20 м^2 , размах 7,16 м. Длина самолета 9,08 м, высота 3,24 м. Силовая установка самолета состоит из четырех легких двигателей RB.108, расположенных вертикально, служащих для создания вертикальной тяги на взлете и посадке и для ускорения или торможения самолета на переходных режимах. Для горизонтального полета на этом самолете применен один двигатель RB.108, расположенный под углом к оси самолета.

При вертикальном взлете и посадке, висении и на переходных режимах самолет Шорт SC.1 управляется с помощью системы реактивных сопел. Имеются четыре сопла. Сопла, размещенные в задней и передней частях фюзеляжа, используются для управления вокруг поперечной и вертикальной осей, а на концах крыла — для управления вокруг продольной оси. Воздух в сопла

поступает от компрессоров четырех подъемных двигателей.

На самолете имеется система стабилизации, автоматически удерживающая самолет с помощью сопел в за-



Рис. 1.20. Экспериментальный СВВП Шорт SC.1 с вертикально установленными подъемными двигателями

данном положении. При этом исходное положение самолета задается летчиком. Полет в стороны, вперед и назад осуществляется соответствующим наклоном самолета, в результате которого создается составляющая

силы тяги, перемещающая самолет в нужном направлении.

Чтобы осуществить более быстрый переход с режима висения в горизонтальный полет и обратно, на самолете Шорт SC.1 подъемные двигатели поворачивают для создания горизонтальной тяги. Процесс перехода с вертикального полета в горизонтальный и обратно осуществляется следующим образом. Взлетев вертикально и достигнув некоторой высоты, летчик наклоняет подъемные двигатели и увеличивает обороты маршевого двигателя. После разгона до скорости 300 км/час летчик уменьшает обороты подъемных двигателей, выключает их и закрывает жалюзи воздухозаборников этих двигателей. Процесс взлета с разгоном до эволютивной скорости осуществляется за $18\text{—}20 \text{ сек.}$ Для совершения вертикальной посадки летчик уменьшает обороты маршевого двигателя, ставит в вертикальное положение подъемные двигатели и включает их, снижает обороты маршевого двигателя до малого газа и производит посадку. Время посадки 25 сек.

Экспериментальный самолет Белл Х-14 (рис. 1.21) предназначен для отработки схемы СВВП с поворотом газовых струй турбореактивных двигателей. Самолет Белл Х-14 — моноплан со среднерасположенным крылом. Вес его 1500 кг , площадь крыла 11 м^2 , скорость полета 260 км/час . Кабина летчика открытая. Силовая установка самолета состоит из двух ТРД J.85 с тягой по 900 кг . Каждый двигатель оборудован поворотным выхлопным соплом, внутри которого имеются лопатки для организации поворачиваемого потока. Механизмы поворота сопел связаны между собой для синхронного их отклонения.

Для вертикального взлета и посадки самолета сопла поворачиваются на 90° от исходного положения и отклоняют поток газов вниз, создавая вертикальную тягу. На режимах перехода в горизонтальный полет и обратно сопла занимают ряд промежуточных положений. В этом случае одновременно создается и горизонтальная, и вертикальная составляющие тяги. В обычном полете самолета сопла устанавливаются в горизонтальное положение.

Для управления и стабилизации на самолете применена газодинамическая система, состоящая из сопел,

размещенных на концах крыла и в задней части фюзеляжа. Сжатый воздух для работы этих сопел отбирается за компрессором обоих двигателей.

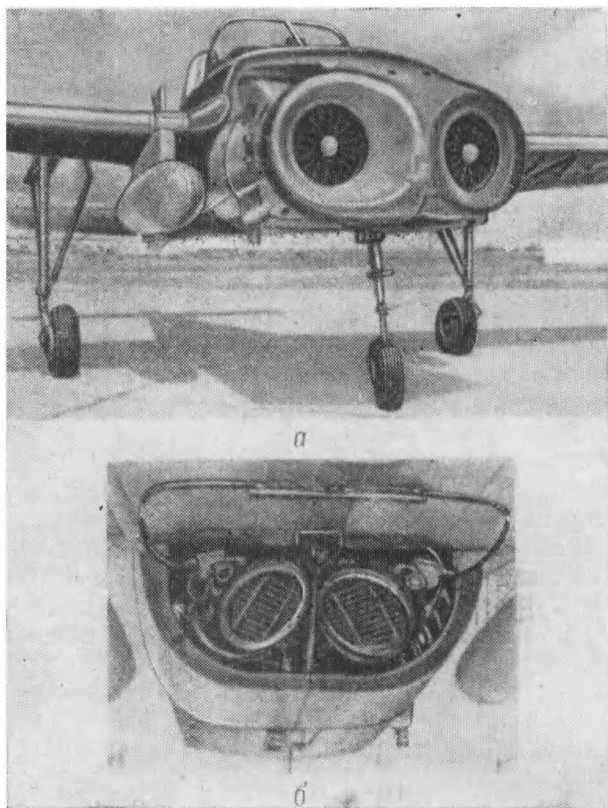


Рис. 1.21. Экспериментальный СВВП Белл Х-14 с ТРД, имеющими поворотные сопла:

а — общий вид самолета; *б* — поворотные выхлопные сопла

Экспериментальные самолеты различных типов создавались на базе уже сконструированных в то время турбовинтовых или турбореактивных двигателей. Эти двигатели дорабатывались по обеспечению работоспособности в вертикальном или наклонном положении.

Большие работы были проведены по созданию воздушных винтов и систем их управления для СВВП с ТВД, а также по созданию поворотных сопел на двигателе j.85. Только один двигатель в этот период был специально создан для самолета с вертикальным взлетом и посадкой. Это малогабаритный и легкий подъемный турбореактивный двигатель RB.108, примененный на экспериментальном СВВП Шорт SC.1.

Постройка экспериментальных самолетов вертикального взлета и посадки и проведение большого числа экспериментов позволили решить ряд проблемных вопросов, весьма важных для создания реальных образцов СВВП. К этим вопросам следует отнести:

1. Отработку и оценку СВВП различных схем по принципам создания вертикальной и горизонтальной тяг.

2. Отработку систем управления и стабилизации и исследование вопросов устойчивости и управляемости на взлете, посадке и в режиме висения вблизи земли.

3. Исследование работы турбовинтовых и турбореактивных двигателей на СВВП и оценку влияния близости земли на характеристики двигателей.

4. Исследование способов перехода с висения в горизонтальный полет и обратно.

5. Отработку вопросов безопасности полета и систем спасения экипажа на малых высотах и малых скоростях полета.

ГЛАВА 2

СХЕМЫ САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ. ХАРАКТЕРИСТИКИ И КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕННЫХ ОБРАЗЦОВ

В настоящее время известно много схем самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. В табл. 2.1 приведена классификация этих самолетов по принципу создания вертикальной и горизонтальной тяг¹.

Вертикально взлетающие аппараты с несущими винтами (вертолеты, винтокрылы) и аппараты на воздушной подушке не рассматриваются.

К первому классу СВВП относятся самолеты, у которых вертикальная и горизонтальная тяги создаются одними и теми же двигателями.

Ко второму классу СВВП относятся самолеты, у которых вертикальная тяга создается одной группой двигателей, а горизонтальная — другой.

К третьему классу — самолеты, у которых вертикальная тяга создается агрегатами усиления тяги, а горизонтальная — маршевыми двигателями, используемыми для работы агрегатов усиления тяги.

СВВП, у которых вертикальная и горизонтальная тяги создаются одними и теми же двигателями

Этот класс СВВП включает самолеты, у которых вертикальная и горизонтальная тяги создаются:

¹ Автор обращает внимание читателей на то, что к моменту издания данной книги классификация СВВП окончательно не установилась. В тексте приводится один из возможных вариантов классификации, принятый автором.

Самолеты вертикального взлета и посадки

Вертикальная и горизонтальная тяги создаются одними и теми же двигателями

Вертикальная тяга создается одной группой двигателей, а горизонтальная — другой

Вертикальная тяга создается агрегатами усиления тяги, а горизонтальная — маршевыми двигателями, используемыми для работы агрегатов усиления тяги

Вертикальная тяга — подъемными двигателями, горизонтальная — маршевыми двигателями

Вертикальная тяга — подъемными и подъемно-маршевыми двигателями, горизонтальная — подъемно-маршевыми двигателями

Вертикальная и горизонтальная тяги на взлете и посадке — подъемно-разгонными двигателями, горизонтальная в полете — маршевыми двигателями

Турбо-вентиляторными агрегатами усиления тяги

Эжекторными агрегатами усиления тяги

Смешанной силовой установкой (ТВА + + подъемные двигатели)

Поворотом двигателей или винтов

Поворотом струй

Поворотом всего самолета

Поворотом ТРД (ТРДД)

Поворотом двигателей вместе с крылом

Поворотом воздушных винтов

Поворотом выходных сопел

Поворотом потока за воздушными винтами

с ТВД

с ТРД (ТРДД)

— поворотом выхлопных струй у ТРД или ТРДД и поворотом потока воздуха за воздушными винтами у самолетов с ТВД;

— поворотом двигателей или винтов;

— поворотом всего самолета из горизонтального в вертикальное положение.

С В В П с поворотом выхлопных струй

Самолеты вертикального взлета и посадки с поворотом струй подразделяются на самолеты с ТРД или ТРДД с поворотом выхлопных сопел и на самолеты с поворотом потока воздуха за воздушными винтами.

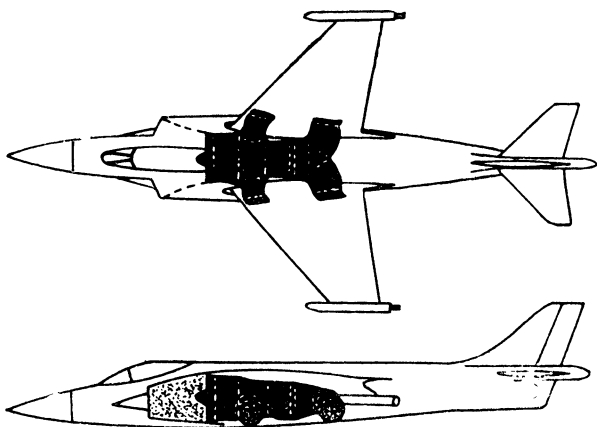


Рис. 2.1. Схема СВВП, у которого вертикальная и горизонтальная тяги создаются двигателем с поворотными выхлопными соплами

Схемы первого типа СВВП приведены на рис. 2.1. Такой самолет вертикально взлетает и садится за счет вертикальной тяги, создаваемой струей газов, повернутой на 90° поворотными соплами. Двигатель в этом случае неподвижен.

Представителем этого типа СВВП является околозвуковой английский истребитель-бомбардировщик Хоукер Р.1127 с одним двигателем Бристоль-Сиддли BS.53 с тягой 8165 кг (рис. 2.2). По внешнему виду он подобен обычному самолету. Но, естественно, имеет особенности,

связанные с обеспечением вертикального взлета и посадки. На вертикальном взлете, посадке и переходных режимах, т. е. на режимах перехода с взлета в горизонтальный полет и с горизонтального полета на посадку, управление самолетом производится с помощью газоди-

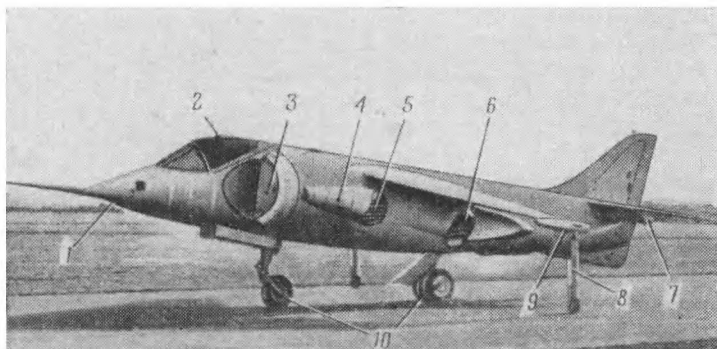


Рис. 2.2. Самолет с вертикальным взлетом и посадкой Р.1127:

1, 7, 9 — управляющие сопла; 2 — кабина летчика; 3 — воздухозаборник;
4 — обтекатель поворотного сопла; 5 и 6 — поворотные выхлопные сопла;
8 — боковая стойка шасси; 10 — основные стойки шасси

намических устройств, представляющих собой небольшие реактивные сопла, расположенные в передней и задней частях фюзеляжа и на концах крыла, в которые подается сжатый воздух, отбираемый за компрессором двигателя. Воздух, вытекая из этих сопел, создает небольшие усилия. Но поскольку сопла расположены далеко от центра тяжести самолета, то эти усилия создают довольно значительные моменты, которые и обеспечивают требуемую интенсивность поворотов или компенсацию возникающих моментов в полете. Сопла 1 и 7 служат для управления и стабилизации по углу тангажа и рыскания, а сопло 9 — по углу крена. Подвод воздуха к двигателю осуществляется через воздухозаборник 3, который регулируется надувными губами, расположенными на передней кромке. Поскольку воздухозаборник самолета очень короткий, необходимо на режимах взлета и посадки иметь кромки входа с большим радиусом закругления («тупые»). Это обеспечивается надуванием

губ. В полете воздух из губ выпускается и они прижимаются к телу воздухозаборника. Радиус закругления кромок уменьшается (они становятся «острыми»), и их сопротивление в полете уменьшается.

Самолет Хоукер Р.1127 имеет следующие данные: размах крыла 7,41 м; длина 12,55 м; высота 3,12 м; площадь крыла 17 м²; взлетный вес самолета 7335 кг; максимальная скорость полета самолета 1160 км/час; практический потолок 20 км; дальность полета при вертикальном взлете и посадке 415 км.

Достоинством самолета являются возможность его использования либо с вертикальным взлетом и посадкой, либо с любым разбегом — в зависимости от необходимости, а также обычное расположение двигателя с осевым входом воздуха в воздухозаборник. Недостатком самолета является необеспеченность безопасности полета на взлете и посадке при выходе из строя двигателя.

Ручное и ножное управление в кабине самолета такое же, как и на обычных самолетах, за исключением наличия ручки управления поворотными соплами, расположенной рядом с ручкой управления двигателем. На режимах взлета и посадки ручное и ножное управление воздействует на положение сопел на концах крыла и фюзеляжа и расход воздуха через них. При взлете и посадке и на режимах висения изменение высоты полета осуществляется изменением режима работы двигателя.

В целях облегчения пилотирования самолетом на режимах висения на нем введено искусственное демпфирование. Самолет по сравнению с вертолетом менее чувствителен к порывам ветра, поскольку скорость истечения из двигателя значительно выше скорости отбрасывания воздуха несущим винтом вертолета.

Переход из режима висения в горизонтальный полет на самолете Р.1127 осуществляется перемещением ручки управления поворотными соплами вперед на максимальном режиме работы двигателя. Самолет набирает скорость за короткое время практически без изменения высоты. Завершение перехода в горизонтальный полет может быть оценено летчиком по положению сопел и по указателю скорости полета.

Переход с горизонтального полета в режим висения осуществляется переводом двигателя на малый газ и

установкой сопел в вертикальное положение. С уменьшением скорости полета для компенсации падения подъемной силы крыла обороты двигателя увеличивают. Проще всего процесс перехода с горизонтального полета в режим висения осуществляется на постоянной высоте.

Снижение самолета для посадки производится на очень малой скорости. С высоты 4,5—3 м начинает сказываться влияние земли, вызывая ухудшение устойчивости и управляемости в результате воздействия растекающихся газоздушных струй после их удара о поверхность взлетно-посадочной площадки. Близость поверхности земли оказывает влияние не только на устойчивость и управляемость самолета, но и на работу двигателя вследствие попадания в его воздухозаборник отраженных от поверхности выхлопных газов, а также на величину подъемной силы из-за подсасывающего действия выхлопных струй. Для устранения этих явлений на СВВП применяются щитки, ребра-отражатели и другие устройства.

Другим типом СВВП подобной схемы является сверхзвуковой истребитель-бомбардировщик Хоукер Р.1154. В качестве силовой установки на этом самолете предполагается применить двухконтурный ТРД BS.100 с подогревом воздуха во втором контуре. Тяга двигателя 16 000—17 000 кг.

По компоновочной схеме самолет Р.1154 (рис. 2.3) похож на самолет Р.1127, но имеет большие размеры, вес его почти в два раза больше, чем вес самолета Р.1127. Он имеет лучшие аэродинамические характеристики. Максимальная скорость полета соответствует числу $M = 2,5^*$.

Фирмами Фокер и Рипаблик разработан проект сверхзвукового самолета с вертикальным взлетом и посадкой D.24 «Элайенс» с крылом изменяемой геометрии. Вес его 14 500—15 000 кг. Предназначается он в основном в качестве разведчика и истребителя-бомбардировщика. Скорость самолета на больших высотах соответствует числу $M=2,2$. Схема самолета D.24 и компоновка его двигателя показаны на рис. 2.4.

Полеты со сверхзвуковой скоростью самолет будет совершать с треугольным крылом со стреловидностью

* Работы по этому самолету, судя по сообщениям печати, прекращены.

по передней кромке 65° . При взлете и посадке с разбе-гом выдвигается дополнительное крыло, шарнирно при-крепленное к фюзеляжу. В этом случае образуется поч-

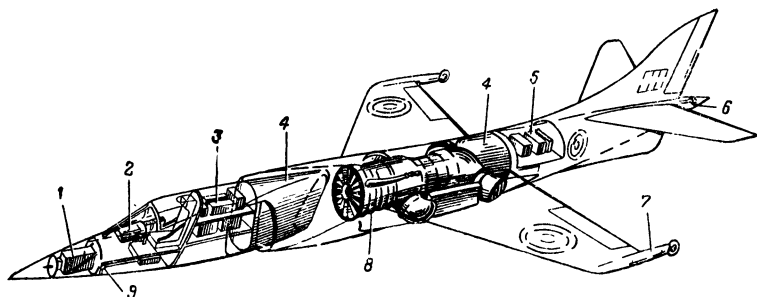


Рис. 2.3. Компоновочная схема сверхзвукового СВВП Р.1154:

1 — радиолокационная станция; 2 — индикатор РЛС; 3 — связная и навига-онная аппаратура; 4 — топливные баки; 5 — агрегаты оборудования; 6 — заднее управляющее сопло для управления по тангажу и курсу; 7 — крыльевые стойки; 8 — ТРДД с поворотными соплами; 9 — переднее управляющее сопло

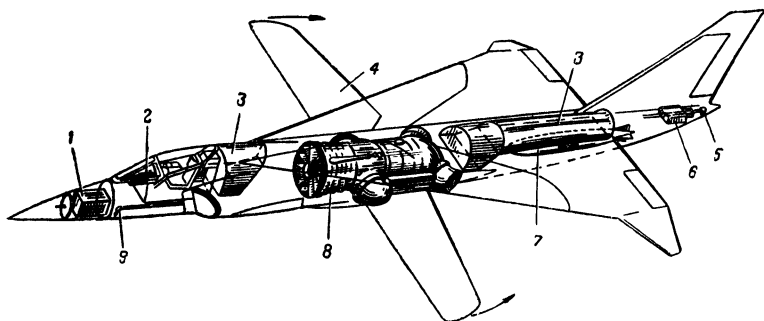


Рис. 2.4. Схема самолета D.24 «Элайенс» с крылом изменяемой геометрии и ТРДД с поворотными соплами:

1, 2 — блоки радиолокационной станции; 3 — топливные баки; 4 — поворачи-ваемое крыло; 5, 9 — управляющие сопла; 6 — аппаратура предупреждения атаки; 7 — бомба; 8 — ТРДД с поворотными соплами

ти прямое крыло. При вертикальном взлете и посадке управление самолетом будет осуществляться с помощью системы реактивных сопел, автоматически управляемых электронным вычислительным устройством.

СВВП с поворотом двигателей или винтов

Самолеты вертикального взлета и посадки с поворотом двигателей или винтов могут быть трех типов:

— с поворотом одноконтурных или двухконтурных ТРД;

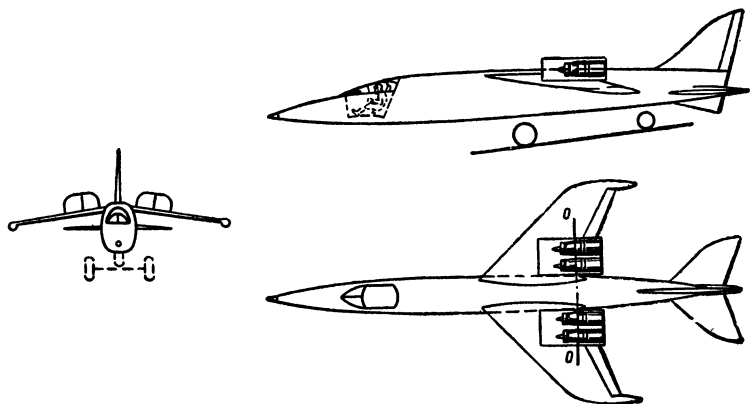


Рис. 2.5. Компоновочная схема СВВП с поворотными двигателями (двигатели поворачиваются относительно оси $o-o$)

- с поворотом двигателей вместе с крылом самолета;
- с поворотом воздушных винтов.

Схема СВВП с поворотом двигателей приведена на рис. 2.5. Четыре турбореактивных двигателя расположены в вырезах крыла. В процессе взлета и посадки они синхронно поворачиваются в узлах крепления на требуемый угол для создания необходимой вертикальной и горизонтальной составляющих тяг.

Достоинством самолетов такого типа является возможность использования обычных двигателей. Трудность их создания связана с постройкой легких надежно работающих поворотных узлов. Подобная схема в принципе применима для сравнительно легких самолетов. Это вызвано тем, что при большом их весе требуются и большие тяги двигателя, а это связано с увеличением его длины, т. е. с неудобствами компоновки двигателя на такого типа самолетах. В связи с этим для самолетов

вертикального взлета и посадки применяются комбинации из поворотных и подъемных двигателей.

Схема СВВП с поворотом двигателей вместе с крылом реализована при создании в США военно-транспортного самолета вертикального взлета и посадки ХС-142А (рис. 2.6). Самолет предназначен для перевозки 32 снаряженных десантников или 3630 кг груза. Радиус действия при вертикальном взлете и посадке 370 км на

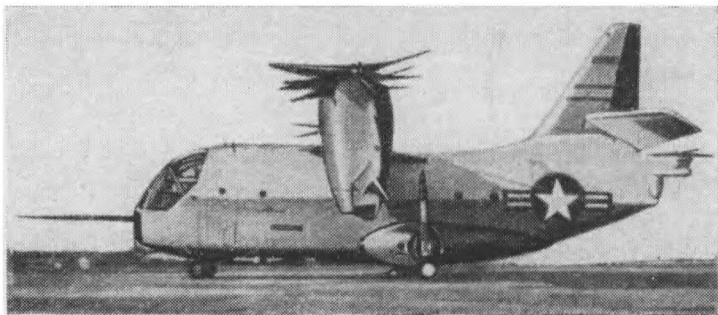


Рис. 2.6. Военно-транспортный СВВП ХС-142А, у которого двигатели поворачиваются вместе с крылом на режимах вертикального взлета, посадки и висения.

крейсерской скорости полета 465 км/час при нормальном взлетном весе 17 000 кг.

Самолет ХС-142А — моноплан с высокорасположенным крылом. Фюзеляж имеет прямоугольное сечение со скругленными углами. В передней части его размещена двухместная кабина. Сиденья экипажа — катапультируемые. Грузовая кабина имеет размеры 9,1×2,3×2,1 м.

В задней части фюзеляжа имеются большой грузовой люк и откидная часть для удобства погрузки перевозимой техники. В кабине дополнительно к обычным системам управления размещена ручка управления поворотным крылом. С каждой стороны фюзеляжа установлено по одному силовому цилиндру с червячной передачей для поворота крыла вместе с двигателем на 100° по отношению к исходному положению. Работа обоих цилиндров и домкратов синхронизирована.

Крыло самолета ХС-142А имеет трапецевидную форму в плане. У него небольшое отрицательное поперечное V. В целях предотвращения срыва потока с крыла на больших углах атаки, имеющих место в процессе взлета и посадки, на нем применена мощная механизация в виде двухщелевых закрылков по всему размаху. Концевые части закрылков могут отклоняться на различный угол. Такая работа этих частей закрылков используется для управления относительно продольной оси самолета. На участках вблизи фюзеляжа и вблизи гондол имеются предкрылки, также служащие для предотвращения срывов.

В процессе взлета и посадки крыло вместе с двигателями поворачивается на требуемый угол, как это показано на рис. 2.7.

Стабилизатор — управляемый. Его углы установки могут изменяться в широких пределах. Самолет снабжен вертикальным оперением очень больших размеров, что потребовалось в целях повышения путевой устойчивости на малых скоростях полета.

В конце хвостовой балки фюзеляжа горизонтально установлен трехлопастный винт изменяемого шага (хвостовой винт), приводимый во вращение через трансмиссию основными двигателями. Он служит для управления самолетом на режимах висения и малых скоростях при взлете и посадке относительно поперечной оси. В горизонтальном полете этот винт отключается от приводного вала и затормаживается.

Силовая установка самолета ХС-142А состоит из четырех турбовинтовых двигателей Т-64-GE-6 мощностью по 2850 л. с. каждый, имеющих очень малый удельный вес — 0,114 кг/л. с. Двигатели приводят во вращение воздушные винты, изготовленные из стеклопластика диаметром 4,72 м.

Все винты и двигатели связаны между собой трансмиссией, схема которой показана на рис. 2.8. Синхронизирующие валы расположены в носке крыла и связаны с редукторами двигателей. Каждый редуктор двигателя имеет муфту свободного хода, с помощью которой обеспечивается автоматическое отключение выключившегося или вышедшего из строя двигателя. При этом все четыре воздушных винта продолжают

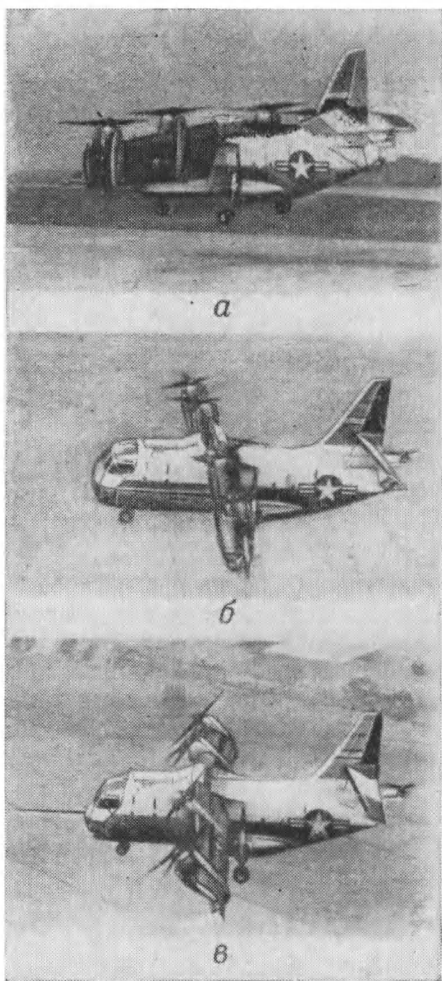


Рис. 2.7. Этапы взлета СВВП ХС-142А:

а — вертикальный подъем, висение; *б* — начало перехода в горизонтальный полет; крыло несколько повернуто для создания горизонтальной составляющей тяги; *в* — разгон самолета для выхода на эволютивную скорость; крыло вместе с двигателями установлено примерно на 45° к горизонтальной плоскости

вращаться, но приводятся во вращение продолжающими работать тремя двигателями.

Обороты синхронизирующих валов равны 8196 в минуту, а вала привода хвостового винта 6050 в минуту. Такие обороты выбраны по соображениям уменьшения веса этих валов.

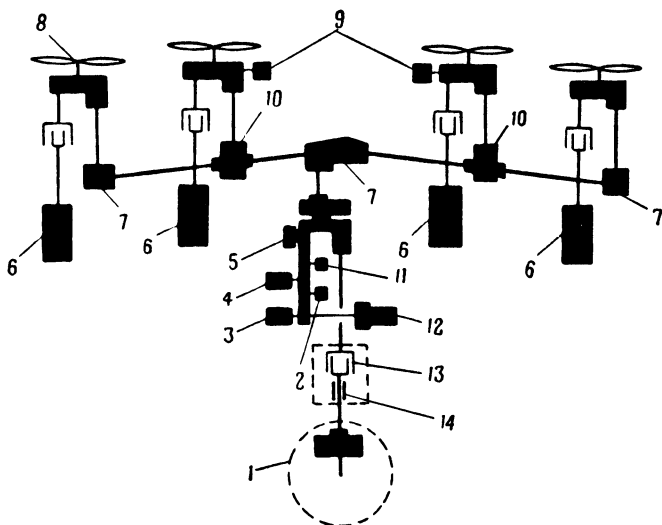


Рис. 2.8. Схема трансмиссии силовой установки СВВП ХС-142А:

1 — хвостовой винт; 2 — регулятор; 3 — топливный насос; 4 — вентилятор маслорадиатора; 5 — насос системы смазки; 6 — ТВД; 7 — редуктор; 8 — воздушный винт; 9 — генератор тахометра; 10 — кулачковая муфта сцепления; 11 — генератор тахометра; 12 — привод регулятора постоянства оборотов и генератора; 13 — муфта сцепления хвостового винта; 14 — тормоз хвостового винта

Два внутренних двигателя имеют устройства отключения летчиком в целях экономии топлива в крейсерском полете. Это сделано потому, что мощность силовой установки выбрана исходя из условий обеспечения вертикального взлета и посадки. В крейсерском полете она оказывается значительно превосходящей потребную. Если ее уменьшать до потребных значений путем дросселирования двигателя, резко увеличится удельный расход топлива. Значительно более экономичным методом снижения мощности в крейсерском полете является

выключение двух двигателей, что и сделано на самолете ХС-142А.

Система управления ТВД обеспечивает постоянные обороты воздушных винтов на всех режимах.

Управление самолетом на взлетно-посадочных режимах и на висении обеспечивается изменением шага воздушных винтов, хвостовым винтом, концевыми частями закрылков, управляемым стабилизатором и рулем направления. Поперечное управление и управление по курсу осуществляется изменением положения концевых частей закрылков и дифференциальным изменением шага крайних винтов, продольное управление — хвостовым винтом. Для обеспечения балансировки самолета на переходных режимах угол установки стабилизатора увеличивается до 60° .

В системе управления самолетом ХС-142А применено механическое интегрирующее устройство, которое вырабатывает исходные данные для системы управления самолетом в зависимости от угла установки крыла.

Самолет ХС-142А должен осуществлять вертикальный взлет и посадку на неподготовленных площадках. Для выбора места посадки предусмотрен полет на режиме висения в течение 10 мин. С целью повышения надежности работы силовой установки на режиме висения вблизи земли в воздухозаборниках двигателей установлены защитные сетки для предупреждения попадания посторонних частиц в двигатель, поднимаемых потоком от воздушных винтов.

Максимальный вес самолета при взлете с разбегом равен 21 085 кг, дальность (без груза) составляет 6100 км. Предусмотрена эксплуатация самолета ХС-142А с коротким разбегом в перегрузочном варианте.

Другим типом СВВП с поворотными двигателями вместе с крылом является канадский транспортный самолет Канадэр CL-84, компоновочная схема которого приведена на рис. 2.9. Самолет предназначен для перевозки 12 солдат с вооружением или 1,5 т груза. Грузовая кабина имеет размеры $3 \times 1,4 \times 1,4$ м.

Силовая установка самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей Т-53 мощностью по 1400 л. с., приводящих во вращение воздушные винты. Трансмиссия подобна описанной для самолета ХС-142А.

Максимальный вес самолета при вертикальном взлете 5530 кг и при коротком разбеге 6670 кг, дальность полета 540 км с нагрузкой 1540 кг в первом случае и и 408 км с нагрузкой 2680 кг во втором случае.

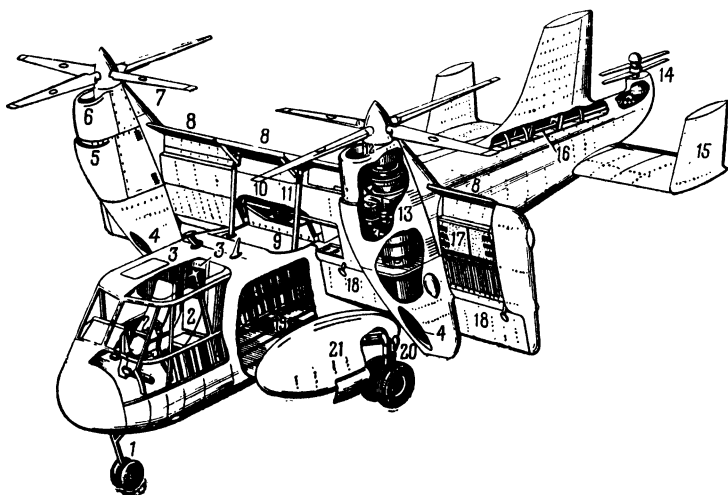


Рис. 2.9. Компонентная схема военно-транспортного СВВП Канадэр CL-84:

1 — передняя стойка шасси; 2 — сиденья первого и второго летчиков; 3 — сбрасываемые панели над сиденьями летчиков для катапультирования; 4 — выхлопные сопла ТВД; 5 — воздухозаборники маслорадиаторов; 6 — воздухозаборник подвода воздуха в ТВД; 7 — воздушные винты; 8 — предкрылки на концевых частях крыла и центральный предкрылок с большей хордой; 9 — силовой цилиндр с гидравлическим приводом и червячной передачей для поворота крыла; 10 — синхронизирующий вал; 11 — центральный редуктор, муфта и тормоз хвостового винта; 12 — механизм изменения шага воздушных винтов; 13 — ТВД Лайкоминг Т-53 мощностью 1400 л. с.; 14 — хвостовой винт; 15 — концевые шайбы; 16 — вал привода хвостового винта; 17 — топливные баки; 18 — закрылки; 19 — грузовая кабина; 20 — главная стойка шасси со двоянными колесами, убирающаяся против потока; 21 — обтекатель

Схема СВВП с поворотом воздушных винтов использована на американских самолетах Х-19А и Х-22А.

Самолет Х-19А предназначен для перевозки людей и грузов, а также для разведывательных и спасательных целей. Внешний вид его приведен на рис. 2.10.

Характерной особенностью СВВП Х-19А является применение четырех поворотных винтов, располагаемых по два на концах переднего и заднего крыльев. Самолет Х-19А — высокоплан, у которого заднее крыло располо-

жено выше переднего. Схема самолета с двумя крыльями и четырьмя поворотными винтами избрана по соображениям получения требуемых управляющих моментов на режимах взлета, посадки и висения без применения дополнительных управляющих устройств или сложных конструкций воздушных винтов.

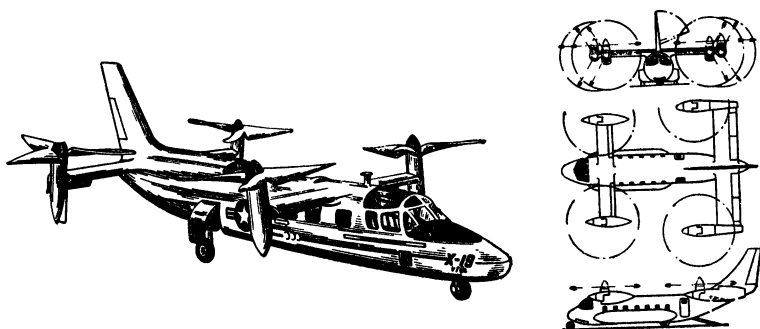


Рис. 2.10. Внешний вид и схема СВВП Х-19А с поворотными воздушными винтами

Фюзеляж самолета полумонококовой конструкции с прямоугольным сечением. В передней верхней части его расположена двухместная герметическая кабина. Грузовая кабина имеет боковую дверь с размерами $1,07 \times 1,1$ м; кабина может вместить шесть пассажиров либо 10 десантников, либо спасательное и другое оборудование.

Крылья у самолета Х-19А прямые, прямоугольной формы с закрылками по всему размаху. На заднем крыле имеются разрезные закрылки с разными хордами корневой и концевой частей. Закрылки могут отклоняться вместе как на один угол, так и на разные углы, выполняя роль рулей высоты и элеронов. Крылья имеют разную площадь. По соображениям управляемости и устойчивости самолета площадь заднего крыла в два раза больше площади переднего крыла.

Силовая установка самолета Х-19А состоит из двух турбовинтовых двигателей Т-55-Л-7 мощностью 2650 л. с. каждый. Двигатели установлены рядом в верхней части фюзеляжа и имеют общий воздухозаборник. Оба

двигателя связаны с общим главным редуктором. Наличие муфт свободного хода обеспечивает отключение любого из двигателей. Трансмиссия на самолете Х-19А включает продольные синхронизирующие валы, передний и задний редукторы привода поперечных валов, поперечные валы и редукторы винтов. Суммарная степень редукции (передаточное отношение) от вала двигателя до вала винта составляет 13:1. Причем в редукторах передаточные отношения примерно одинаковые.

На самолете применены четыре трехлопастных винта оригинальной конструкции. Для создания вертикальной и горизонтальной составляющих тяги на взлете и посадке воздушные винты вместе с редукторами и гондолами поворачивают на 100° от исходного положения с возможностью остановки в любом промежуточном положении. Лопастей воздушных винтов очень широкие и имеют большую крутку. Такие винты, по данным фирмы Кертисс-Райт, обеспечивают получение высоких значений подъемной силы на переходных режимах полета. Винты облегчены, их вес снижен примерно в два раза по сравнению с обычными винтами за счет применения армированной конструкции с подкрепляющей стенкой из стекловолокна.

На режимах взлета, посадки и висения управление самолетом Х-19А и его стабилизация осуществляются автоматически механическим координатором управления. Схема управления и стабилизации самолетом относительно трех осей приведена на рис. 2.11.

Продольное управление обеспечивается увеличением или уменьшением шага, а значит, и тяги двух передних и двух задних винтов. Управляющие силы винтов почти прямо пропорциональны углу установки лопастей. Самолет Х-19А обладает слабым аэродинамическим демпфированием и нуждается в искусственном повышении устойчивости.

Поперечное управление обеспечивается увеличением шага лопастей двух правых (переднего и заднего) воздушных винтов и уменьшением его у двух левых винтов, или наоборот. Система поперечного управления обеспечивает изменение шага соответствующих лопастей воздушных винтов таким образом, чтобы не было взаимодействия по крену и рысканию,

Управление по курсу (путевое) на самолете Х-19А осуществляется одновременным изменением шага лопастей каждой пары винтов, расположенных по диагонали, и соответствующим наклоном их осей (рис. 2.11, внизу). Например, если необходимо создать управляющий момент относительно вертикальной оси против часовой

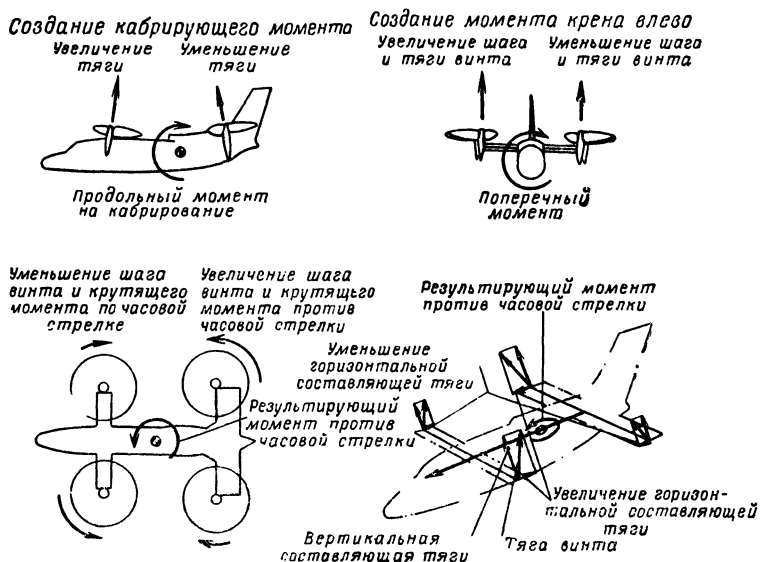


Рис. 2.11. Схема управления СВВП Х-19А относительно трех осей

стрелки, то нужно увеличить шаг заднего правого и переднего левого винтов и уменьшить его у переднего правого и заднего левого винтов. Кроме того, оси задних винтов необходимо наклонить вперед, а передних — назад. В результате получаем разворачивающий момент против часовой стрелки. Благодаря такой системе путевого управления оно осуществляется без изменения угла тангажа, крена и без значительного уменьшения вертикальной тяги.

Таким образом, схема самолета Х-19А с двумя крыльями и четырьмя поворотными винтами изменяемого шага позволила обеспечить его управление и стабилизацию относительно трех осей без применения ка-

ких-либо дополнительных устройств, создающих управляющие усилия.

Самолет Х-19А при вертикальном взлете с взлетным весом 6195 кг имеет дальность полета 830 км с полез-

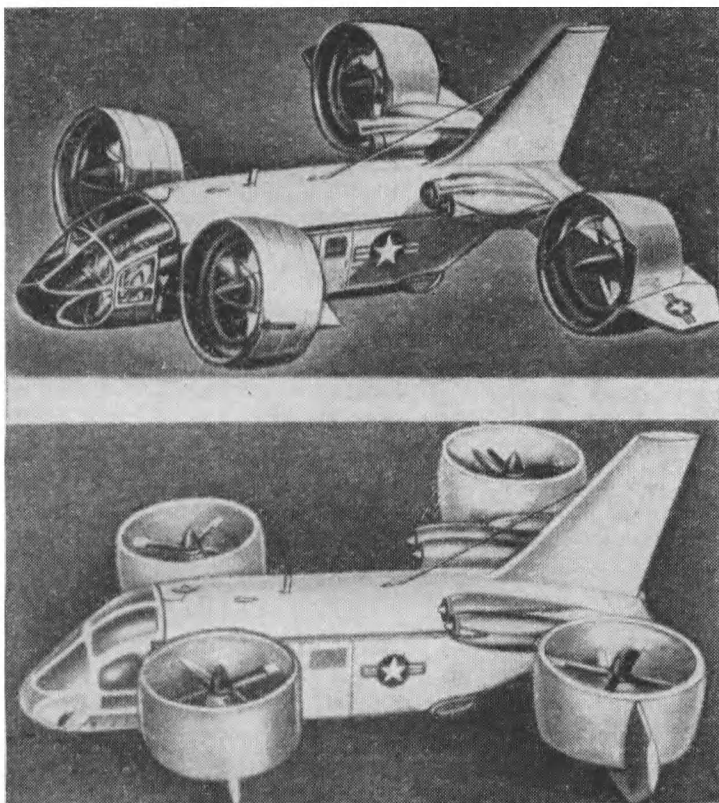


Рис. 2.12. Транспортный СВВП Белл Х-22А с поворотными воздушными винтами в кольцевых каналах

ной нагрузкой 450 кг. Максимальная скорость полета 740 км/час, крейсерская — 650 км/час.

Самолет может обеспечивать взлет с коротким разбегом или взлет с так называемым воздушным пробегом. Сущность последнего состоит в использовании бла-

гоприятного эффекта близости земли, вследствие чего, не уходя от земной поверхности, самолет разгоняется до скорости свободного полета. «Воздушный пробег» дает возможность обеспечить взлет перегруженного самолета и увеличить его дальность на 40—50% или увеличить вес полезного груза.

Другим типом самолета с поворотными воздушными винтами является транспортный СВВП Белл Х-22А (рис. 2. 12).

Самолет рассчитан на перевозку груза 550 кг на дальность 800—900 км. Взлетный вес 6800 кг. Тягово-оруженность на режиме висения равна 1,25.

Силовая установка самолета состоит из четырех ТВД Т-58-8В мощностью по 1250 л. с. каждый, соединенных общей трансмиссией и приводящих во вращение четыре поворотных винта в кольцевых каналах. Применение четырех двигателей с задними приводными валами позволило спроектировать несложную трансмиссию, поскольку задние валы приводят близко расположенные поперечные валы трансмиссии. Это позволило также иметь незатененные воздухозаборники двигателей.

Управление на взлете, посадке и висении осуществляется изменением шага воздушных винтов и применением элевонов, находящихся в кольцевых каналах в струе за винтами. Причем продольное и поперечное управление обеспечивается изменением шага соответствующих пар воздушных винтов, а путевое управление на взлете и посадке — изменением положения элевонов. В горизонтальном полете элевоны используются для продольного и поперечного управления.

Система управления спроектирована с учетом обеспечения угловых ускорений 3 рад/сек^2 относительно всех трех осей.

СВВП с поворотом всего самолета

Поворот всего самолета приводит к схеме СВВП с вертикальным положением фюзеляжа (рис. 2. 13). Эти самолеты могут быть созданы как с использованием турбовинтовых, так и турбореактивных двигателей. Примеры выполненных экспериментальных СВВП по такой схеме были приведены в первой главе. Других самолетов по этой схеме не строилось.

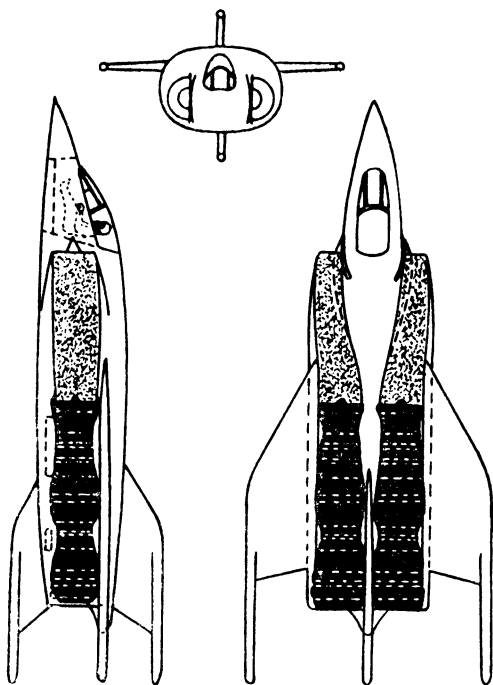


Рис. 2.13. Схема сверхзвукового СВВП с вертикальным положением фюзеляжа

СВВП, у которых вертикальная тяга создается одной группой двигателей, а горизонтальная — другой

По типу применяемой силовой установки этот класс СВВП подразделяется на самолеты, у которых (табл. 2. 1):

— вертикальная тяга создается подъемными двигателями, а горизонтальная — маршевыми;

— вертикальная тяга создается подъемными и подъемно-маршевыми двигателями, а горизонтальная — подъемно-маршевыми двигателями;

— вертикальная и горизонтальная тяги на взлете и посадке создаются подъемно-разгонными двигателями, а горизонтальная — маршевыми (подъемно-маршевыми) двигателями.

СВВП с подъемными и маршевыми двигателями

Схема СВВП с подъемными и маршевыми двигателями приведена на рис. 2.14. Здесь группа из восьми двигателей, расположенных вертикально, создает только вертикальную тягу, а один двигатель с обычным распо-

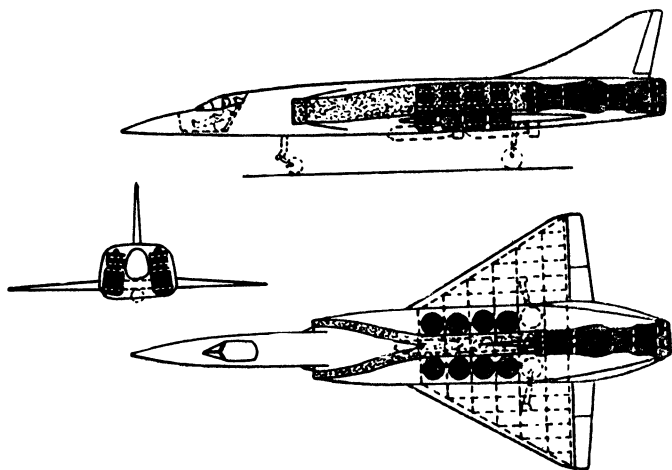


Рис. 2.14. Схема СВВП из восьми подъемных и одного маршевого двигателей

ложением — горизонтальную тягу. Вертикально расположенные двигатели, называемые подъемными, специально строятся для кратковременной работы на взлете и посадке. Они имеют малые удельные веса и небольшие габариты с учетом возможности их компоновки в фюзеляжах современных скоростных самолетов. Двигатель, создающий только горизонтальную тягу, принято называть маршевым.

Достоинством такой схемы СВВП является возможность подбора двигателей с наилучшими параметрами для создания вертикальной тяги, т. е. двигателей, имеющих наименьший вес, и с наилучшими параметрами для создания тяги в нормальном полете, т. е. двигателей с хорошей экономичностью при приемлемых значениях веса. Такой тип силовой установки, кроме того, может

обеспечить безопасность посадки, а в некоторых случаях — и продолжение взлета при отказе одного из двигателей. Однако СВВП данной схемы сложен в конструктивном отношении из-за большого числа двигателей.

В настоящее время известно много проектов самолетов вертикального взлета и посадки с силовой установ-

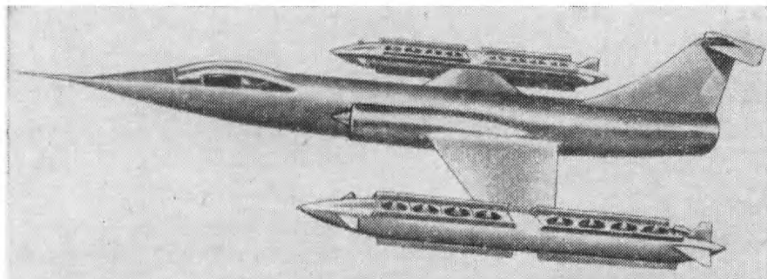


Рис. 2.15. Проект модификации самолета F-104 для обеспечения вертикального взлета и посадки

кой, состоящей из подъемных и маршевых двигателей. В США был выполнен проект модификации сверхзвукового самолета F-104 с шестнадцатью подъемными двигателями (рис. 2.15). Подъемные двигатели расположены в двух гондолах, укрепленных на концах крыла (по восемь двигателей в гондоле). Разрабатываются военнотранспортные и пассажирские самолеты с установкой подъемных двигателей в обтекаемых гондолах.

Во Франции построен экспериментальный СВВП «Бальзак» на базе существующего истребителя-бомбардировщика «Мираж» III. Схема этого самолета приведена на рис. 2.16, а его общий вид на рис. 2.17. Взлетный вес самолета 7000 кг, площадь крыла 27,2 м², тяговооруженность по вертикальной тяге 1,15. Максимальная скорость полета соответствует числу $M = 0,9$.

Крыло самолета «Бальзак» такое же, как и у самолета «Мираж» III. Фюзеляж увеличен по поперечному сечению для установки подъемных двигателей. Его высота 1,45 м, ширина 1,76 м. В передней и задней частях фюзеляжа установлены управляющие сопла для про-

дольного и путевого управления и стабилизации. Сопла для управления по крену установлены на концах крыла. Сжатый воздух для управления отбирается от подъемных двигателей.

Силовая установка состоит из восьми вертикально установленных подъемных турбореактивных двигателей

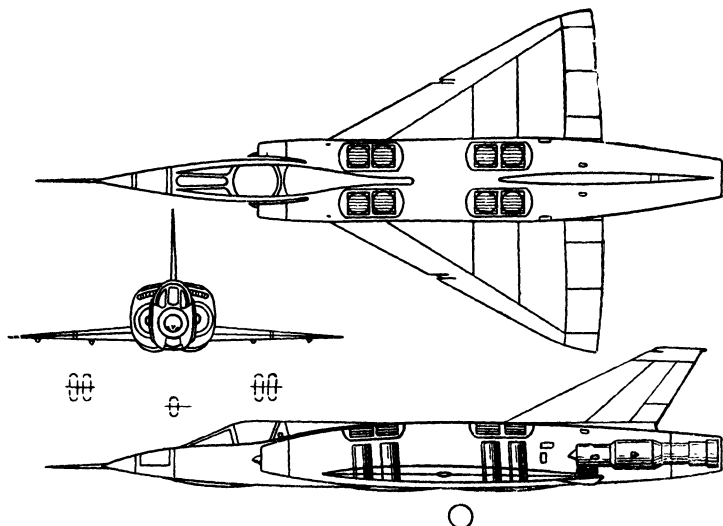


Рис. 2.16. Схема СВВП «Бальзак» с силовой установкой из восьми подъемных и одного маршевого двигателей

РВ.108 с тягой 1130 кг каждый (без отбора воздуха) и одного маршевого турбореактивного двигателя Бристоль-Сиддли «Орфей» с тягой 2200 кг. Подъемные ТРД установлены в центре фюзеляжа попарно в четырех отсеках симметрично относительно центра тяжести самолета. Отсеки расположены по бокам центрального воздушного канала подвода воздуха к маршевому двигателю. Все восемь двигателей наклонены под углом 7° по отношению к вертикальной оси для создания горизонтальной составляющей тяги на разгоне и под углом 6° к продольной плоскости самолета для создания повышенного давления выхлопных газов под фюзеляжем. Маршевый двигатель размещен в задней части самолета. Подвод воздуха к нему осуществляется через бо-

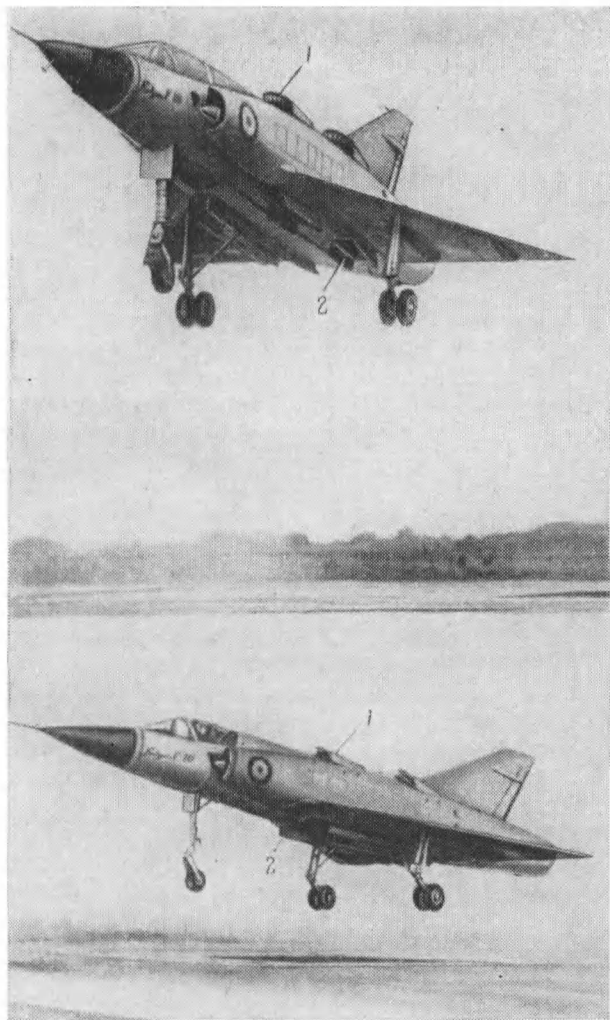


Рис. 2.17. Самолет «Бальзак»:

1 — ковшеобразные воздухозаборники подъемных ТРД; 2—створки, открывающие и закрывающие выхлопные сопла подъемных двигателей

ковые воздухозаборники с неподвижным конусом, расположенные у корня треугольного крыла. Далее воздух идет по двум каналам, которые объединяются в один канал, и уже по нему поступает в маршевый двигатель.

Каждая пара подъемных двигателей имеет сверху фюзеляжа общий воздухозаборник 1 (рис. 2.17). При повороте воздухозаборника относительно задней кромки образуется выступающий в поток ковш. Это позволяет использовать более эффективно скоростной напор на переходных режимах полета. Верхняя часть подвижного ковша имеет поворотные лопатки, с помощью которых можно изменять сечение отверстия для входа воздуха в воздухозаборник. Они полностью открываются в режиме висения в начале взлета или перед вертикальной посадкой. По мере увеличения скорости полета на переходных режимах лопатки прикрывают верхнюю часть вплоть до полного ее закрытия. При переходе в горизонтальный полет ковш опускается, закрывая доступ воздуха к подъемным двигателям.

Под фюзеляжем имеются подвижные створки 2 на каждую пару двигателей для открытия сопел и закрытия их. Кроме того, имеется подвижный щиток. Он открывается при посадке СВВП перед запуском подъемных двигателей. При обтекании щитка в полете создается разрежение на выходе из двигателей и обеспечивается их энергичная раскрутка даже при небольших скоростях. Этим достигается возможность запуска подъемных двигателей в полете. Щитки, по-видимому, используются и для предотвращения движения газовых струй вперед вдоль фюзеляжа.

Подъемные двигатели RB.108 перед взлетом запускаются или сжатым воздухом, отбираемым за компрессором маршевого двигателя, или от аэродромных источников. В первом случае запуск силовой установки осуществляется в три этапа: сначала запускается маршевый двигатель, затем запускаются четыре подъемных двигателя, после чего — оставшиеся четыре подъемных двигателя.

Управление самолетом на режимах взлета, посадки и висения производится с помощью управляющих сопел, о которых было сказано выше. В горизонтальном полете управление обычное. Управление тягой подъемных двигателей осуществляется отдельной ручкой, на-

ходящейся слева от сиденья летчика. Сиденье обеспечивает катапультирование на нулевых скорости и высоте.

На основе опыта постройки и летных испытаний СВВП «Бальзак» создан опытный истребитель-бомбардировщик «Мираж» IIIV. Этот самолет более тяжелый по сравнению с самолетом «Бальзак». Его вес 12 000 — 13 000 кг. Максимальная скорость полета на больших высотах 2450 км/час, а у земли — 1125 км/час. Радиус

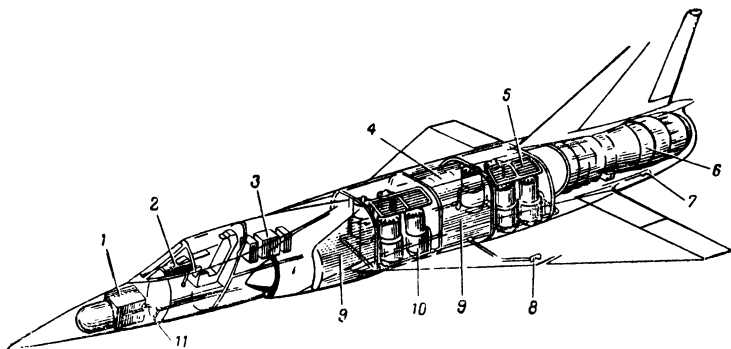


Рис. 2.18. Компоновочная схема СВВП «Мираж» IIIV:

1 — радиолокационная станция; 2 — индикатор радиолокационной станции; 3 — связное и навигационное оборудование; 4 — воздухозаборник маршевого двигателя; 5 — воздухозаборник подъемных двигателей; 6 — маршевый ТРДД с форсажной камерой; 7 — заднее сопло для управления по тангажу и курсу; 8 — сопло для управления по крену; 9 — топливные баки; 10 — подъемные ТРД; 11 — переднее управляющее сопло

действия с боевой нагрузкой 900 кг составляет 460 км. С весом боевой нагрузки 540 кг и комбинированным профилем полета радиус действия равен 740 км.

Компоновочная схема самолета вертикального взлета и посадки «Мираж» IIIV показана на рис. 2.18. Силовая установка самолета состоит из восьми подъемных турбореактивных двигателей RB.162 с тягой по 2000 кг каждый и одного маршевого двухконтурного турбореактивного двигателя TF-106 с тягой 5300 кг без форсажа и 9000 кг с включенной форсажной камерой. Компоновка подъемных двигателей и маршевого двигателя подобна компоновке двигателей на самолете «Бальзак». На самолете «Мираж» IIIV установлены воздухозаборники подъемных двигателей ковшового типа. Но разработаны и исследуются другие типы воздухозаборников: с вы-

двигающейся передней и промежуточной решетками, с выдвигающейся передней решеткой и ковшеобразной створкой, с двумя ковшеобразными створками.

Вариант компоновочной схемы самолета «Мираж» с выдвигающимися направляющими решетками для подачи воздуха в подъемные двигатели и расположением подъемных двигателей по четыре приведен на рис. 2.19.

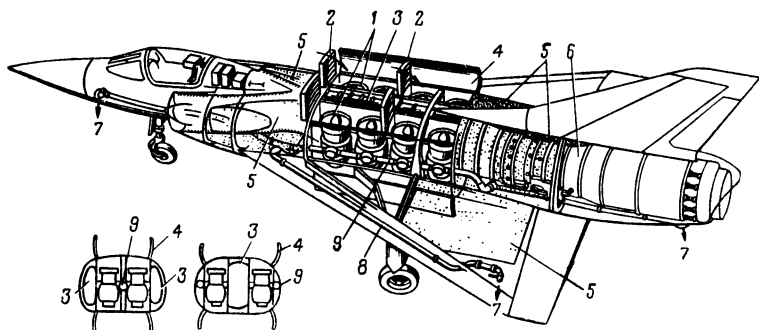


Рис. 2.19. Вариант компоновочной схемы СВВП «Мираж» с выдвижными направляющими решетками для подвода воздуха к подъемным двигателям (слева внизу показаны варианты компоновки подъемных двигателей):

1 — подъемные ТРД; 2 — убирающиеся решетки подвода воздуха к подъемным ТРД; 3 — воздухопровод маршевого двигателя; 4 — створки отсека подъемных ТРД; 5 — зоны расположения топливных баков; 6 — маршевый ТРДД; 7 — управляющие сопла; 8, 9 — трубопроводы подвода воздуха к управляющим соплам

Итальянской фирмой Фиат разрабатывается проект истребителя-бомбардировщика G 95/4 с вертикальным взлетом и посадкой, силовая установка которого состоит из четырех подъемных двигателей RB.162 и двух маршевых ТРД j.85 с форсажем. Взлетный вес самолета 7000 кг. Радиус действия на высоте 150 м — 340 км при скорости полета 735 км/час на первой половине пути и 1125 км/час на второй половине.

У СВВП рассматриваемой схемы в качестве маршевых двигателей могут использоваться и турбовинтовые двигатели. Примером самолета с таким типом силовой установки является проект модификации английского военно-транспортного самолета «Аргоси». На обычном самолете «Аргоси» установлено четыре турбовинтовых двигателя «Дарт» мощностью по 2680 э. л. с. На его мо-

дификации, предназначенной для совершения вертикального взлета и посадки, в качестве маршевых двигателей применены два турбовинтовых двигателя «Тайн» мощностью по 6080 э. л. с. Вместо крайних гондол с двигателями «Дарт» установлены удобообтекаемые гондолы с подъемными двигателями по 14 двигателей в каждой. Суммарная вертикальная тяга подъемных двигателей равна 63,5 т.

СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями

В этой схеме СВВП часть вертикальной тяги создается подъемными двигателями, а часть двигателями (или двигателем), создающими некоторую долю вертикальной тяги и всю требуемую горизонтальную тягу. Последние двигатели принято называть подъемно-маршевыми. Подъемно-маршевые двигатели могут создавать одновременно вертикальную и горизонтальную тяги как путем поворота выхлопных газов без поворота двигателей, так и поворотом двигателей в узлах крепления.

На рис. 2.20 приведены схемы самолетов с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями без поворота двигателей.

На рис. 2.20, а изображен СВВП с двумя подъемными двигателями 1 и одним подъемно-маршевым двухконтурным двигателем 2 с четырьмя поворотными соплами. Подъемно-маршевый двигатель расположен в центре тяжести самолета, а два подъемных двигателя на одинаковом расстоянии от него. На рис. 2.20, б показан СВВП с четырьмя подъемными двигателями 1 и двумя подъемно-маршевыми двигателями 2 с форсажными камерами. Вертикальная тяга подъемно-маршевыми двигателями создается поворотом потока газов в устройстве 3 на бесфорсажном режиме. Подъемные двигатели расположены на одинаковом расстоянии от центра тяжести, а подъемно-маршевые двигатели — таким образом, что вертикальная тяга прилагается в центре тяжести СВВП.

Схема, приведенная на рис. 2.20, в, по типу и количеству примененных двигателей подобна схеме б, но отличается их компоновкой. Все подъемные двигатели 1

в данной схеме размещены впереди центра тяжести, а подъемно-маршевые 2 — сзади, причем равнодействующая вертикальной тяги подъемных двигателей располо-

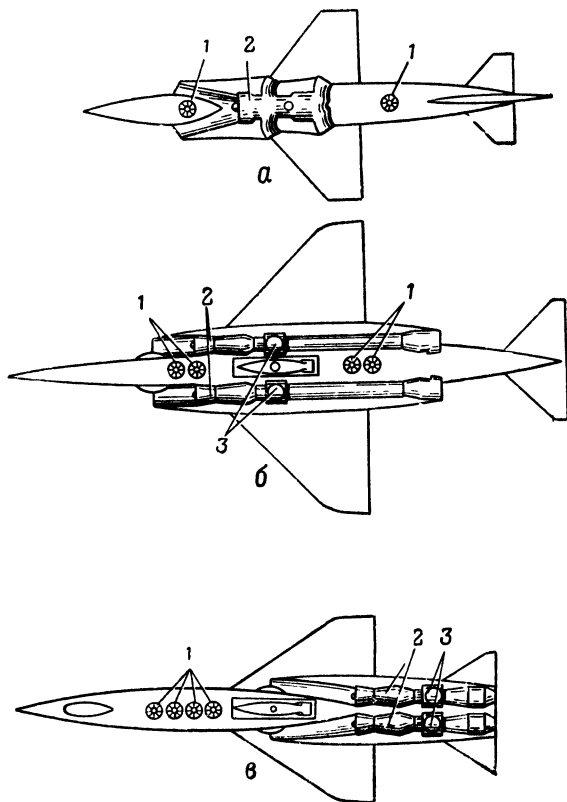


Рис. 2.20. Схемы СВВП с составной силовой установкой из подъемно-маршевых и подъемных двигателей:

1 — подъемные двигатели; 2 — подъемно-маршевые двигатели; 3 — поворотное устройство подъемно-маршевых двигателей

жена ближе к центру тяжести, чем равнодействующая подъемно-маршевых двигателей. Это обусловлено меньшим значением вертикальной тяги подъемно-маршевых двигателей по сравнению с подъемными.

На рис. 2.21, *а* и *б* приведены схемы СВВП с силовой установкой из подъемных двигателей и подъемно-маршевых двигателей с поворотом последних в узлах крепления.

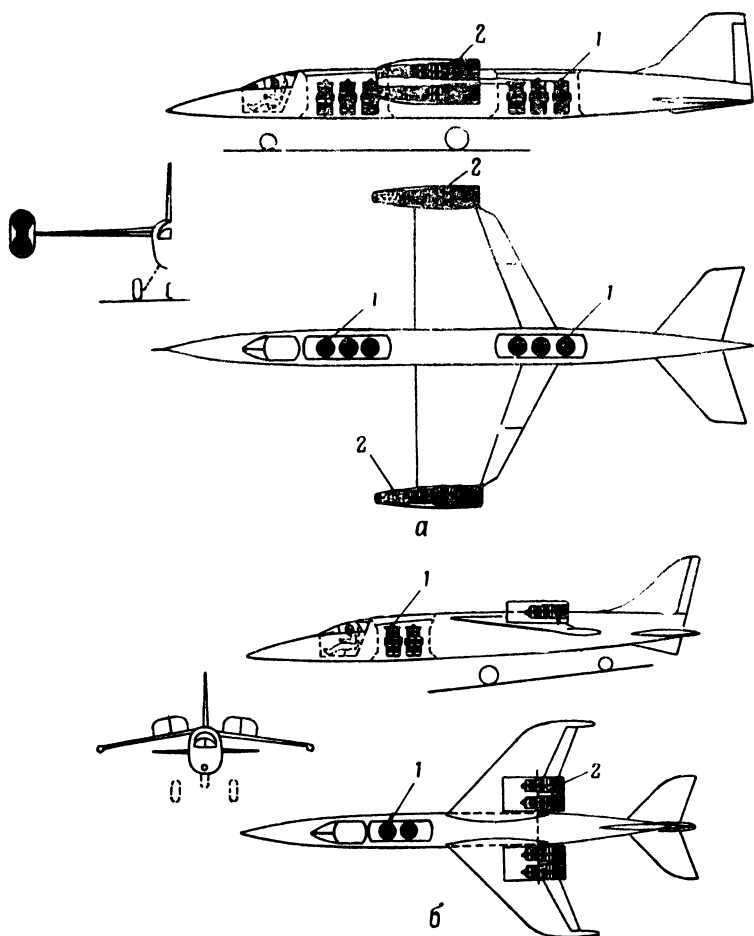


Рис. 2.21. Схемы СВВП с подъемными и поворотными в узлах крепления подъемно-маршевыми двигателями:

а — четыре поворотных двигателя на концах крыла; *б* — четыре поворотных двигателя в корневой части крыла; 1 — подъемные двигатели; 2 — подъемно-маршевые поворотные двигатели

СВВП, изображенный на рис. 2.21, *а*, имеет шесть подъемных двигателей 1, расположенных в фюзеляже по три на одинаковом удалении от центра тяжести самолета, и четыре подъемно-маршевых двигателя 2, размещенных по два на концах крыла и поворачиваемых вместе с гондолами. Результирующая сила тяги этих двигателей проходит через центр тяжести самолета.

СВВП, показанный на рис. 2.21, *б*, имеет два подъемных двигателя 1 и четыре поворотных подъемно-маршевых двигателя 2. Оба подъемных двигателя установлены впереди центра тяжести, а все подъемно-маршевые — сзади. При этом они расположены не на одинаковом расстоянии от центра тяжести СВВП.

По схеме, приведенной на рис. 2.20, *а*, разработан проект истребителя-бомбардировщика Фокке-Вульф 1262 (ФРГ) с вертикальным взлетом и посадкой. Силовая установка его состоит из двух подъемных двигателей, расположенных впереди и сзади центра тяжести, и подъемно-маршевого двухконтурного двигателя BS.94 с четырьмя поворотными соплами, установленного в центре тяжести самолета. По такой же схеме выполнен проект военно-транспортного самолета Do.31. Силовая установка этого самолета состоит из двух подъемно-маршевых двигателей, создающих вертикальную и горизонтальную тяги поворотом выхлопных сопел (двигатели расположены в двух подвесных гондолах, расположенных под крылом), и подъемных двигателей, установленных вертикально в двух гондолах, по пять двигателей в каждой. Гондолы расположены примерно на половине размаха крыла.

По схеме, показанной на рис. 2.20, *в*, выполнен проект СВВП VJ-101D «Дора». На нем установлены пять подъемных двигателей RB.162 с тягой по 2000 кг каждый и два подъемно-маршевых двухконтурных двигателя RB.153-61 с тягой по 3050 кг каждый на бесфорсажном режиме и 5300 кг на форсажном режиме. С учетом потерь на поворот газового потока у ТРДД RB.153-61 суммарная вертикальная тяга всей силовой установки составляет 15 000 кг. Самолет рассчитан на сверхзвуковую скорость полета, соответствующую числу $M = 2$.

По схеме, приведенной на рис. 2.21, *а*, в ФРГ построен экспериментальный самолет Энтвиклунгсринг

Зюд VJ-101C-X1 (рис. 2.22 и 2.23). Фюзеляж его представляет собой полумонококовую конструкцию из алюминиевых сплавов. В передней части фюзеляжа расположена одноместная кабина летчика. Крыло стреловидное, малого удлинения. Силовая установка состоит из четырех подъемно-маршевых турбореактивных двигате-

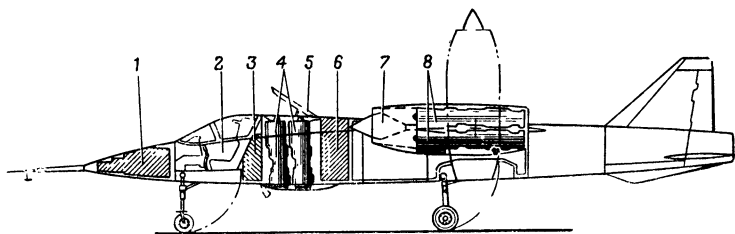


Рис. 2.22. Компоновочная схема СВВП VJ-101C-X1 с составной силовой установкой из подъемных и поворачиваемых подъемно-маршевых двигателей:

1 — радиолокационная станция; 2 — сиденье летчика; 3 — связное и навигационное оборудование; 4 — подъемные ТРД; 5 — ковшообразный воздухозаборник; 6 — топливные баки; 7 — воздухозаборник поворотных двигателей; 8 — подъемно-маршевые двигатели, поворачиваемые попарно в гондолах на конце крыла

лей RB.145 с тягой по 1250 кг, размещенных в гондолах крыла по два в каждой, и двух подъемных турбореактивных двигателей RB.108, установленных сзади кабины летчика. Поворот гондол осуществляется силовым гидроцилиндром. Узел поворота представляет собой полый вал, неподвижно крепящийся к крылу и проходящий в гондоле между верхним и нижним двигателями. Гондола установлена на этом вале на двух подшипниках. Тяги управления двигателями и трубопроводы систем пропускаются в гондолу через полый вал. Узел обеспечивает поворот двигателей от 0 до 90°.

Большое внимание при конструировании самолета уделено воздухозаборникам, которых на самолете два. Воздухозаборник должен обеспечить одновременную работу верхнего и нижнего двигателей в широком диапазоне скоростей полета и углов поворота гондолы. Это решено применением конуса между двумя входами в двигатели. Входы в двигатели выполнены в виде части кольца с острыми кромками обечайки. Такой воздухозаборник обеспечивает хорошую работу силовой уста-

новки в обычном полете, в том числе на сверхзвуковых скоростях.

Для обеспечения работы на взлете, посадке и висении передняя часть гондолы вместе с передней частью

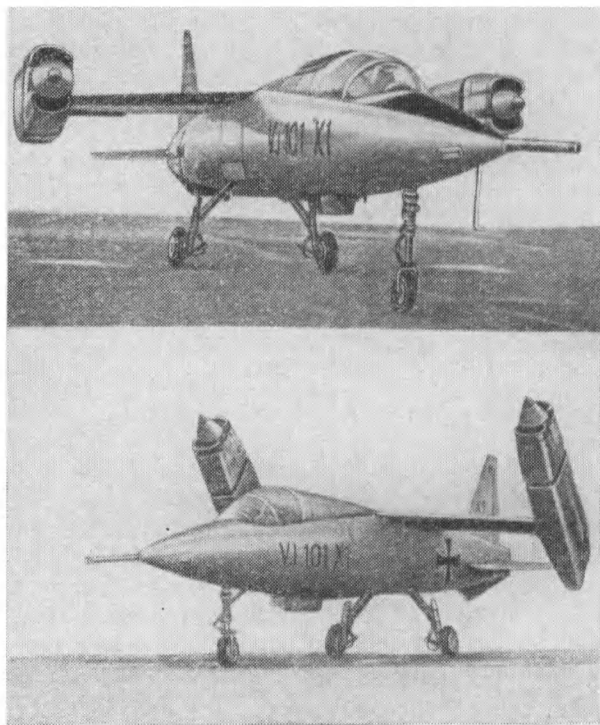


Рис. 2.23. Самолет ВВП VJ-101C-X1 (общий вид):
вверху — двигатели находятся в горизонтальном положении для
обычного полета; внизу — двигатели установлены под углом для
взлета с коротким разбегом

воздухозаборника (конус, обечайки) перемещается вперед, образуя щель. За счет этого увеличивается площадь входа воздуха в двигатели. Щель обеспечивает также лучшую работу воздухозаборника при больших углах притекания воздуха на переходных режимах. В горизонтальном полете щель закрывается.

Подъемные двигатели, расположенные в фюзеляже,

находятся впереди центра тяжести самолета, но в одной продольной плоскости. Поворотные двигатели в гондолах размещены сзади центра тяжести. Таким образом, двигатели на самолете расположены по углам треугольника. Подобное расположение двигателей позволяет обеспечить управление самолетом и стабилизацию его на взлете, посадке и висении только путем изменения режима работы двигателей и угла поворота гондол.

Продольное управление самолетом VJ-101C-X1 при взлете, посадке и висении обеспечивается дифференциальным изменением тяги подъемных и подъемно-маршевых (поворотных) двигателей. При этом все четыре поворотных двигателя работают синхронно. Поперечное управление достигается путем дифференциального изменения режима работы правой и левой групп поворотных двигателей, путевое управление — созданием горизонтальной составляющей тяги с одной стороны крыла большей, чем с другой, разными углами поворота двигателей.

В горизонтальном полете применяются обычные аэродинамические органы управления.

На самолете VJ-101C-X2, являющемся модификацией предыдущего самолета, установлен турбореактивный двигатель RB.145 с короткой форсажной камерой. Его тяга равна 1700 кг.

Схема самолета VJ-101C с поворотными двигателями по сравнению с СВВП с неподвижными двигателями и поворотными соплами может иметь преимущества, связанные с возможностью применения подъемно-маршевых двигателей с форсажными камерами для обеспечения сверхзвуковых скоростей полета.

У неподвижных турбореактивных двигателей с форсажем конструктивно не удастся обеспечить поворот газов после форсажной камеры.

СВВП с подъемно-разгонными и маршевыми (подъемно-маршевыми) двигателями

По этой схеме разработан проект военно-транспортного СВВП Фиат G.222 «Червино» (рис. 2.24).

Самолет согласно проекту может взлетать и садиться вертикально или с коротким разбегом и пробегом. При

полезной нагрузке 4000 кг и взлете с коротким разбегом (70 м) взлетная дистанция с высотой препятствия 15 м не будет превышать 200 м. Посадочная дистанция такая же, как и взлетная. Дальность полета самолета на высоте 5000 м со скоростью 400 км/час составит 1200 км.

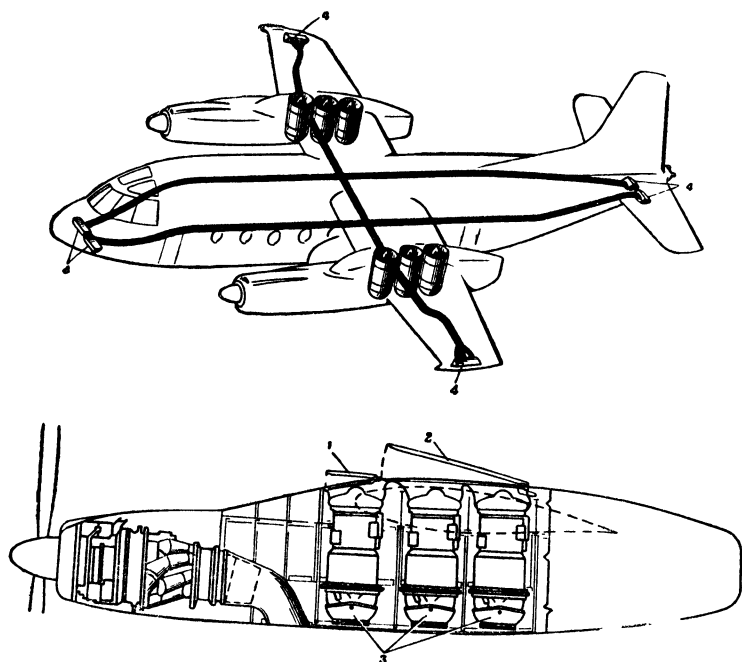


Рис. 2.24. Военно-транспортный СВВП G.222 «Червино» с двумя турбовинтовыми двигателями и шестью подъемно-разгонными ТРД: 1 — передний ковшеобразный воздухозаборник; 2 — задний ковшеобразный воздухозаборник; 3 — поворотное выхлопное сопло подъемных ТРД; 4 — управляющие сопла

Силовая установка СВВП G.222 состоит из двух маршевых турбовинтовых двигателей и шести подъемно-разгонных ТРД. Особенностью ее компоновки является размещение турбовинтового двигателя и трех подъемно-разгонных двигателей в одной гондole. Отличие подъемно-разгонного двигателя от подъемного состоит в том, что у него направление вектора тяги можно изменять.

Воздухозаборники подвода воздуха к подъемно-разгонным двигателям выполнены в виде двух поворотных ковшей. Ковш 1 подает воздух к первому двигателю, а ковш 2 — к двум последующим.

Отклонение вектора тяги у подъемно-разгонных двигателей осуществляется поворотом выхлопных сопел 3 на определенный угол.

Управление и стабилизация самолета на взлете, посадке и висении осуществляются с помощью сопел 4, расположенных на концах крыла и фюзеляжа; в сопла подается сжатый воздух, подводимый к ним от подъемно-разгонных двигателей.

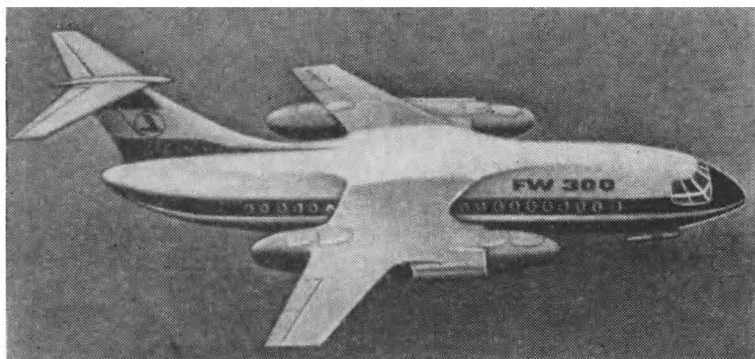


Рис. 2.25. Проект пассажирского СВВП FW300

По схеме СВВП с подъемно-маршевыми и подъемно-разгонными двигателями разработаны проекты пассажирских самолетов FW300 (рис. 2.25) и FW260. По конструкции они одинаковы; отличаются один от другого в основном размерами. Взлетный вес самолета FW300 равен 20 000 кг, дальность полета с 58 пассажирами 370 км; взлетный вес самолета FW260 — 45 000 кг, дальность полета с 98 пассажирами 1700 км.

Наиболее характерной особенностью СВВП FW300 является его силовая установка. Она состоит из четырех подъемно-маршевых турбореактивных двигателей с тягой по 2050 кг каждый и восьми подъемно-разгонных двухконтурных ТРД с тягой по 2250 кг каждый. Подъ-

емно-разгонные двигатели расположены в двух гондолах по четыре в каждой (рис. 2.26), причем два двигателя размещены в передней части гондолы, а два — в задней. В среднюю часть гондолы убирается шасси. Подъемно-маршевые двигатели размещены по два у каждой гондолы.

На подъемно-маршевых двигателях применена оригинальная конструкция поворотного сопла 1 — в виде гибкого сопла, состоящего из подвижных секций. Это дает возможность поворачивать поток газов на любой промежуточный угол вплоть до 90° в процессе взлета и посадки, а в горизонтальном полете — иметь обычное направление потока без потерь в поворотных устройствах.

Подъемно-разгонные двигатели установлены с наклоном оси вперед на 12° по отношению к вертикали. Отклонение вектора тяги у этих двигателей обеспечивается поворотными соплами 2 относительно узлов крепления.

Воздухозаборники для подвода воздуха к подъемно-разгонным двигателям выполнены в виде ковшеобразных створок, поворачивающихся относительно задней кромки. У каждого двигателя имеется свой воздухозаборник.

Следует отметить, что подъемно-разгонные двигатели, несмотря на некоторое усложнение конструкции и утяжеление по сравнению с подъемными двигателями, все чаще планируются к применению, в том числе на истребителях-бомбардировщиках и военно-транспортных самолетах вертикального взлета и посадки.

СВВП с силовыми установками, имеющими агрегаты усиления тяги

Самолеты с силовыми установками, имеющими агрегаты усиления тяги, можно подразделить:

- на СВВП с двигателями, имеющими турбовентилаторные агрегаты (ТВА) усиления тяги;

- на СВВП с двигателями, имеющими эжекторный агрегат усиления тяги;

- на СВВП со смешанной силовой установкой, состоящей из двигателей с ТВА и подъемных двигателей.

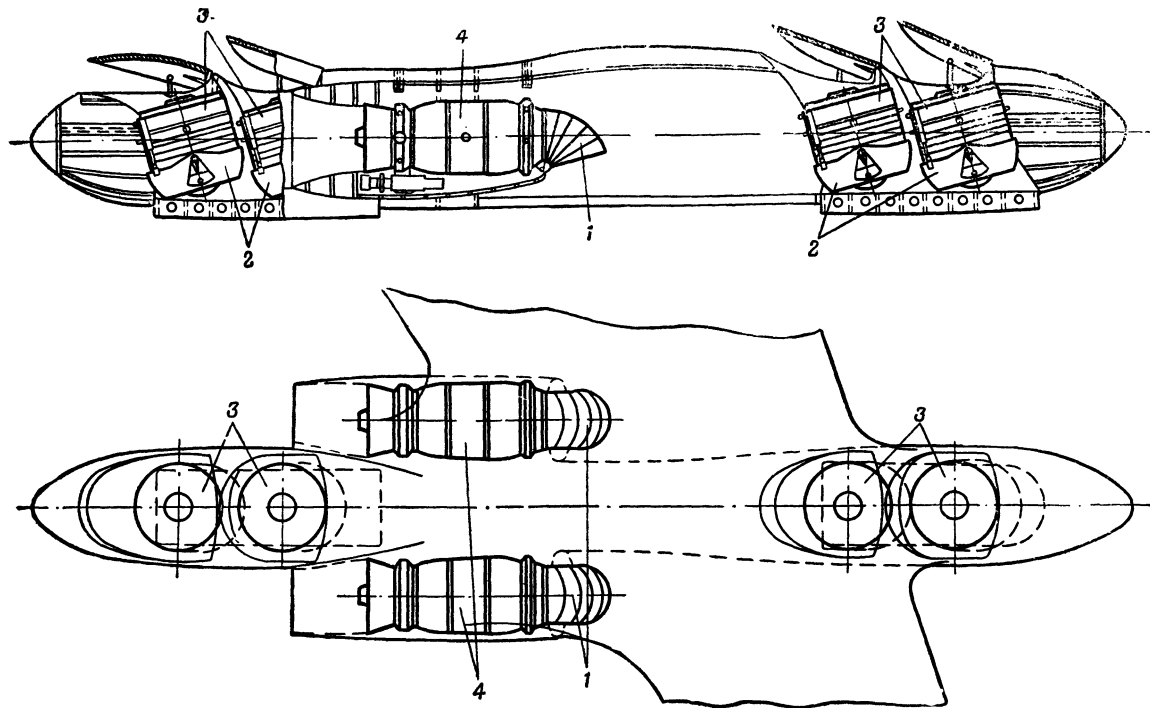


Рис. 2.26. Компонировка подъемно-маршевых и подъемно-разгонных двигателей в гондole на самолете FW300:

1 — поворотное сопло подъемно-маршевого двигателя; 2 — поворотные сопла подъемно-разгонных двигателей; 3 — подъемно-разгонные двигатели; 4 — подъемно-маршевые двигатели

СВВП с турбовентиляторными агрегатами усиления тяги

Схема такого СВВП приведена на рис. 2.27. На схеме показан СВВП с двумя турбореактивными двигателями 1, имеющими форсажные камеры. Эти двигатели

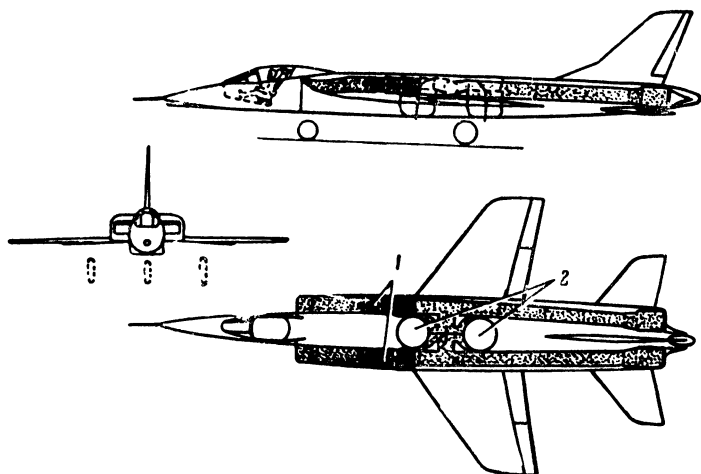


Рис. 2.27. Схема СВВП с двумя ТРДФ (1) и двумя ТВА (2)

используются в обычном полете. В фюзеляже установлены два турбовентиляторных агрегата 2, создающие вертикальную тягу на режиме взлета, посадки и висения. На СВВП турбовентиляторные агрегаты размещают в фюзеляже и крыле.

На рис. 2.28 вверху показан самолет, у которого два ТВА расположены в фюзеляже. Под фюзеляжем этого самолета имеются створки, закрывающие ТВА в обычном полете и служащие также для отклонения потока на взлете и посадке с целью создания горизонтальной составляющей тяги для разгона самолета (либо его торможения). У самолета, изображенного в нижней части рисунка, два ТВА расположены в крыле.

Достоинствами самолетов вертикального взлета и посадки с турбовентиляторными агрегатами усиления тяги являются использование в качестве газогенераторов

уже созданных двигателей, высокая экономичность на взлете, посадке и висении, а также низкие скорости газовоздушных струй на выходе из ТВА. Последнее обстоятельство весьма важно по эксплуатационным соображениям — более простого решения задачи базирова-

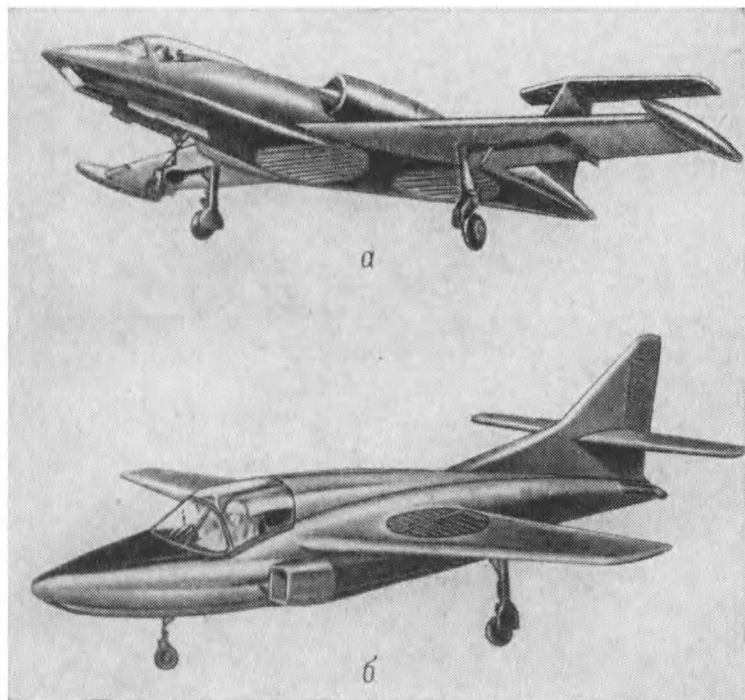


Рис. 2.28. СВВП с ТРД и малонапорными турбовентиляторными агрегатами:

а — с двумя ТВА в фюзеляже; *б* — с двумя ТВА в крыле

ния этих самолетов на грунтовых площадках. Недостатком является трудность размещения в конструкции самолета турбовентиляторных агрегатов, имеющих сравнительно большие размеры.

Примером СВВП с турбовентиляторными агрегатами является разведывательный и связной американский армейский самолет XV-5A, (рис. 2.29). Он представляет

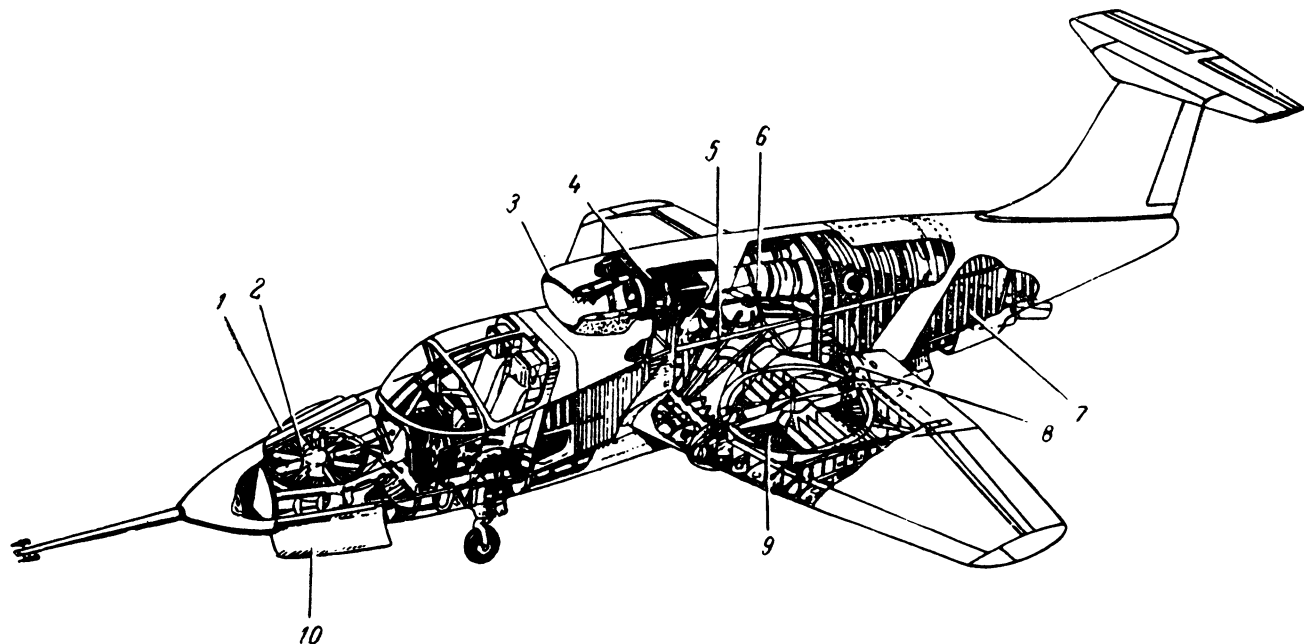


Рис. 2.29. Армейский СВВП XV-5А с силовой установкой, состоящей из двух ТРД J.85 и трех турбовентиляторных агрегатов:

1 — лопатки подвода воздуха к переднему ТВА; 2 — передний управляющий ТВА; 3 — воздухозаборник ТРД; 4 — маршевые ТРД; 5 — трубопровод подвода газов к ТВА; 6 — заслонка, направляющая газы из ТРД в выхлопные сопла или в ТВА; 7 — выхлопная труба ТРД; 8 — поворотные заслонки ТВА; 9 — крыльевой ТВА; 10 — створка для изменения направления движения воздуха после управляющего ТВА

собой моноплан со среднерасположенным крылом. В передней части фюзеляжа установлен управляющий турбовентилятор, а в крыле два подъемных турбовентиляторных агрегата. В фюзеляже расположены, кроме того, два турбореактивных двигателя, приводящих в действие все ТВА на взлете, посадке и висении. Кабина самолета двухместная, расположена впереди воздухозаборников двигателей.

Силовая установка состоит из двух турбореактивных двигателей J.85 с тягой по 1205 кг. Эти двигатели создают горизонтальную тягу в обычном полете; на взлете, посадке и висении они служат генераторами газов для работы трех ТВА: двух, создающих основную тягу и расположенных в крыле, и одного управляющего ТВА, размещенного в передней части фюзеляжа. Турбовентиляторные агрегаты увеличивают тягу в три раза по сравнению с тягой турбореактивных двигателей, служащих газогенераторами.

Турбореактивные двигатели расположены в фюзеляже под углом к его оси. Воздухозаборники находятся спереди и сверху фюзеляжа, а выхлопные сопла — сзади и внизу его.

Система каналов, подводящих газы к турбовентиляторным агрегатам от ТРД, устроена таким образом, что газы от каждого ТРД подаются ко всем ТВА. В результате этого при выходе из строя одного двигателя работают все турбовентиляторные агрегаты, создавая около 60% полной тяги и обеспечивая безопасную посадку самолета.

Крыльевые турбовентиляторные агрегаты сверху имеют заслонки, а внизу жалюзи. Лопатки жалюзи могут отклоняться в диапазоне углов от -15° до $+40^\circ$ для создания горизонтальной тяги. Они обеспечивают также полное закрытие выхода в горизонтальном полете.

Турбовентиляторный агрегат, размещенный в передней части фюзеляжа, на входе имеет не заслонки, а лопатки решетки. Это сделано для улучшения обзора летчику. На выходе из вентилятора установлены две изогнутые подвижные створки. В открытом положении они разделяют поток на три части. Одна часть потока между створками истекает вниз, создавая вверх направленную силу. Две другие вытекают в зависимости от поло-

жения створок вниз или вверх. Если створки отклонены вверх, поток с их помощью поворачивается и вытекает вверх, создавая направленную вниз силу, и наоборот. Направленная вверх сила вентилятора равна 136 кг, а направленная вниз — 36 кг. Этим обеспечивается продольное управление с высоким быстродействием. К этому ТВА подается 10% газов от ТРД. Остальные 90% газов распределены поровну между крыльевыми ТВА.

Управление и стабилизация самолета на взлете, посадке и висении осуществляются изменением направления векторов тяги и режима работы двигателей. Продольное управление производится с помощью переднего ТВА. Максимальная скорость изменения угла тангажа при этом составляет 20 *град/сек*, поперечное управление осуществляется увеличением выходного сечения жалюзи на одном крыльевом ТВА и уменьшением его на другом ТВА; максимальная скорость изменения угла крена равна 30 *град/сек*. Путевое управление выполняется поворотом жалюзи назад на одном крыльевом ТВА и вперед — на другом; максимальная скорость поворота относительно вертикальной оси равна 50 *град/сек*.

Вертикальный взлет самолета XV-5A осуществляется следующим образом. Двигатели выводятся на максимальный режим, и газы с помощью перепускных заслонок направляются в турбовентиляторные агрегаты. Самолет отрывается от земли и поднимается вверх. На высоте 20 м убираются шасси и с помощью кнопки на ручке управления отклоняются жалюзи для создания горизонтальной составляющей тяги. По мере разгона все большая часть газов поступает в выхлопные сопла ТРД; на скорости 220 *км/час* все газы вытекают через сопла ТРД, создавая горизонтальную тягу. Жалюзи и створки закрываются.

Вертикальная посадка выполняется так. Вначале при работе ТРД отклоняются реверсирующие щитки, расположенные за соплами ТРД, затем — закрылки и выпускается шасси. Двигатель выводится на максимальные обороты. На скорости 280 *км/час* и высоте 30 м открываются створки и жалюзи ТВА и газы из ТРД с помощью заслонок направляются в турбовентиляторные агрегаты. Лопатки жалюзи устанавливаются вперед на 10° от вертикальной плоскости для торможения самолета. Самолет снижается со скоростью 1—1,5 *м/сек*.

Вес самолета при вертикальном взлете 4175 кг, максимальная скорость полета 850 км/час. Дальность полета 1300 км.

СВВП с двигателями,
имеющими эжекторные агрегаты
усиления тяги

Схема СВВП такого типа практически не отличается от схемы СВВП с ТВА. У нее вместо турбовентиляторных агрегатов в качестве усилителей тяги на взлете, посадке и висении применяются эжекторные агрегаты.

На рис. 2.30 показаны внешний вид и компоновочная схема американского экспериментального СВВП XV-4А с двумя ТРД JT-12, используемыми для горизонтального полета, и генераторами для работы эжектора. Тяга каждого ТРД равна 1360 кг. Газы из турбореактивных двигателей 6 направляются в систему эжекторных сопел 1, расположенных в фюзеляже. Подсасываемый в эжектор воздух поступает сверху, для чего створки 5 на взлете и посадке открываются. В результате эжекции газовым потоком через эжектор в вертикальном направлении проходит большая масса воздуха, что приводит к увеличению тяги. Она возрастает примерно на 40% по сравнению с тягой турбореактивных двигателей, служащих газогенераторами для работы эжекторного агрегата.

Управление самолетом на взлете, посадке и висении осуществляется управляющими соплами 2 и 3, расположенными на концах крыла, в передней и задней частях фюзеляжа.

Вес самолета 3270 кг, максимальная крейсерская скорость 830 км/час, дальность полета 550 км с нагрузкой 140 кг.

Достоинствами этого типа самолета являются, как и у самолета с ТВА, возможность использования уже созданных двигателей в качестве маршевых, малые скорости истечения струи, а также простота конструкции. Однако в таком самолете следует ожидать возникновения трудностей с компоновкой, так как эжекторная система довольно громоздка. Кроме того, по-видимому, непросто будет осуществить разгон самолета с режима

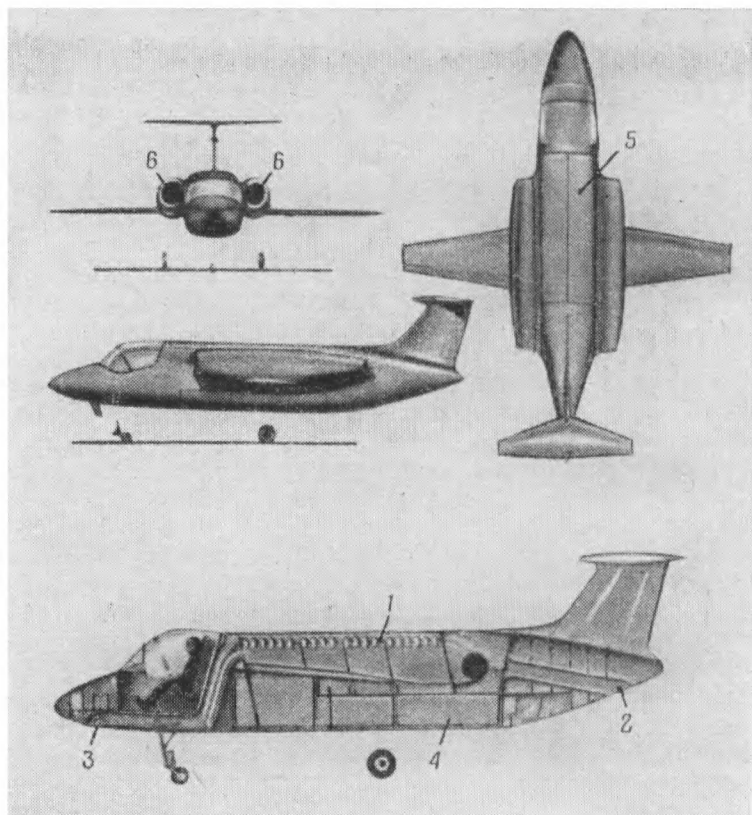


Рис. 2.30. Экспериментальный СВВП XV-4А с эжекторным агрегатом усиления тяги:

1 — эжекторные сопла; 2 и 3 — управляющие сопла; 4 — топливные баки;
5 — створки для закрытия эжектора в полете; 6 — маршевые ТРД

висения до скорости полета, на которой он будет управляться за счет аэродинамических сил.

СВВП со смешанной силовой установкой

Схемы СВВП со смешанной силовой установкой приведены на рис. 2.31 и 2.32. На первом рисунке изображена схема СВВП, имеющего силовую установку с двумя ТРД, турбовентиляторным агрегатом усиления тяги

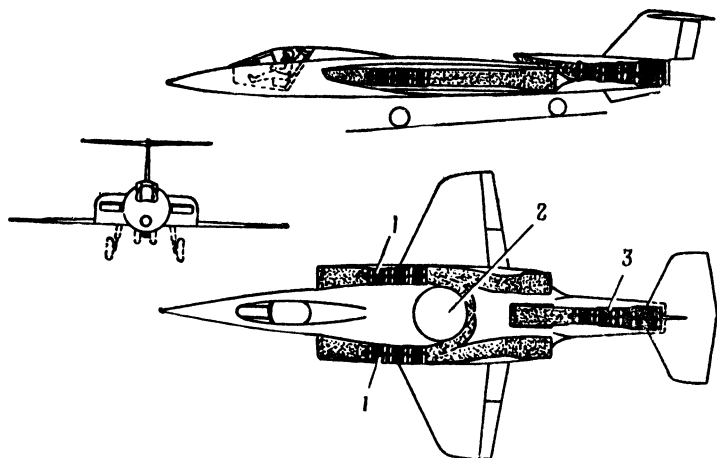


Рис. 2.31. Схема СВВП с двумя ТРДФ (1), работающими с одним ТВА (2), и одним маршевым ТРДД (3)

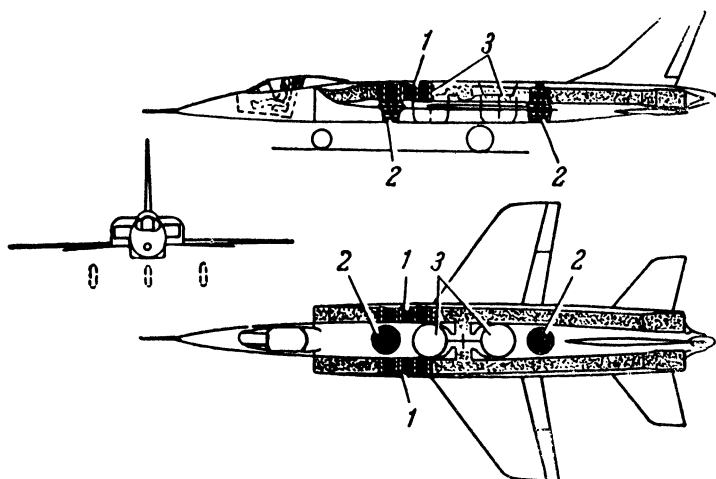


Рис. 2.32. Схема СВВП со смешанной силовой установкой:
1 — маршевые ТРДФ; 2 — подъемные ТРД; 3 — турбовентиляторные агрегаты

и маршевым ТРДД, на втором рисунке — СВВП с силовой установкой, состоящей из двух маршевых ТРД, двух подъемных ТРД и двух турбовентиляторных агрегатов.

Применение указанных типов смешанных силовых установок на СВВП обуславливается несоответствием между вертикальной тягой ТВА, работающих от данных турбореактивных двигателей, и тягой этих ТРД для горизонтального полета СВВП. В этом случае требуется либо дополнительный маршевый двигатель, если не хватает тяги в горизонтальном полете, либо дополнительные подъемные двигатели, если не хватает вертикальной тяги на взлете и посадке.

Г Л А В А 3

СХЕМЫ И ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Силовые установки, применяемые на обычных самолетах, нельзя использовать для СВВП. Эти самолеты снабжаются специальными силовыми установками, по конструкции значительно отличающимися от обычных силовых установок.

Наиболее важными особенностями силовых установок самолетов вертикального взлета и посадки в отличие от обычных силовых установок являются:

- создание ими вертикальной тяги, необходимой для обеспечения вертикального взлета, посадки и висения;
- одновременное создание вертикальной и горизонтальной тяг на переходных режимах полета (от нулевой скорости до эволютивной);
- создание управляющих усилий для стабилизации и управления СВВП на взлете, посадке и висении, когда аэродинамические силы отсутствуют или недостаточны;
- воздействие газовых струй силовых установок СВВП на взлетно-посадочные площадки, а также на самолет и силовую установку.

В настоящее время известно очень много схем силовых установок для самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. Число их непрерывно возрастает. Возникает необходимость объединить силовые установки по наиболее важным признакам в определенные классы, с тем чтобы выявить их общие свойства. Наиболее важными признаками, по которым целесообразно произведе-

сти подобную классификацию, являются принцип создания вертикальной и горизонтальной тяг и типы двигателей, используемые для этих целей.

Силовые установки самолетов вертикального взлета и посадки с горизонтальным положением фюзеляжа по принципу создания вертикальной и горизонтальной тяг можно разбить на три класса:

- единые силовые установки;
- составные силовые установки;
- силовые установки с агрегатами усиления тяги.

Единые силовые установки

Единые силовые установки — это такие установки для СВВП, которые служат для вертикального взлета и посадки и для горизонтального полета. Один и тот же двигатель этой установки создает и вертикальную и горизонтальную тяги. Как уже указывалось, получить в одном двигателе и вертикальную и горизонтальную тяги можно путем поворота струи выхлопных газов специальными устройствами, поворотом всего двигателя и поворотом двигателей вместе с крылом самолета.

Таким образом, единые силовые установки для самолетов с вертикальным взлетом и посадкой в свою очередь подразделяются:

- на силовые установки с поворотом струи выхлопных газов;
- на силовые установки с поворотом отдельных двигателей;
- на силовые установки с поворотом двигателей вместе с крылом.

Каждая из этих групп подразделяется по типу применяемых двигателей. Так, единые силовые установки для СВВП с поворотом струи выхлопных газов могут быть выполнены на базе турбореактивных двигателей (ТРД), турбореактивных двигателей с форсажной камерой (ТРДФ), двухконтурных (турбовентиляторных) двигателей (ТРДД), двухконтурных (турбовентиляторных) двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ). Единые силовые установки с поворотом двигателей могут быть осуществлены на базе ТРД, ТРДФ, двухконтурных ТРД без форсажа и с форсажем и ТВД, а с отклоне-

нием всей силовой установки вместе с крылом — на базе турбовинтовых двигателей, турбореактивных и двухконтурных двигателей без форсажа и с форсажем.

Следовательно, исходя из применяемых двигателей единые силовые установки могут иметь четырнадцать разных типов. Они приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

Типы единых силовых установок и их двигателей

Тип единой силовой установки	Типы применяемых двигателей				
	ТРД	ТРДФ	ТРДД	ТРДДФ	
С поворотными соплами	ТРД	ТРДФ	ТРДД	ТРДДФ	
С поворотом двигателей	ТРД	ТРДФ	ТРДД	ТРДДФ	ТВД
С поворотом всей силовой установки вместе с крылом	ТРД	ТРДФ	ТРДД	ТРДДФ	ТВД

На рис. 3.1 приведены четыре типа единых силовых установок с поворотом выхлопной струи. По схемам *а* и *б* могут быть выполнены и двухконтурные двигатели, а по схеме *в* — одноконтурные двигатели.

На рис. 3.2 показаны конструктивные схемы поворотных устройств для обеспечения поворота газов после турбины ТРД или ТРДФ для получения вертикальной и горизонтальной тяг в одном и том же двигателе. На схеме, приведенной на рис. 3.2, *а*, изображено двухпозиционное отклоняющее устройство. В нем имеется сферическая заслонка *1*, поворачивающаяся вокруг оси *О—О* на 90°. Если она находится в положении, изображенном на схеме сплошной линией, то путь газам в нормальном направлении перекрыт и они направляются в вертикально расположенное реактивное сопло *2*, создавая необходимую тягу на режимах вертикального взлета, посадки и висения. Если заслонка *1* установлена в положение, которое показано на схеме пунктирной линией, то газы после турбины ТРД или ТРДФ вытекают через основное реактивное сопло *3* в прямом направлении, создавая горизонтальную тягу. Отверстие в выхлопной трубе для направления газов в вертикально расположенное реактивное сопло закрывается заслонкой *1*.

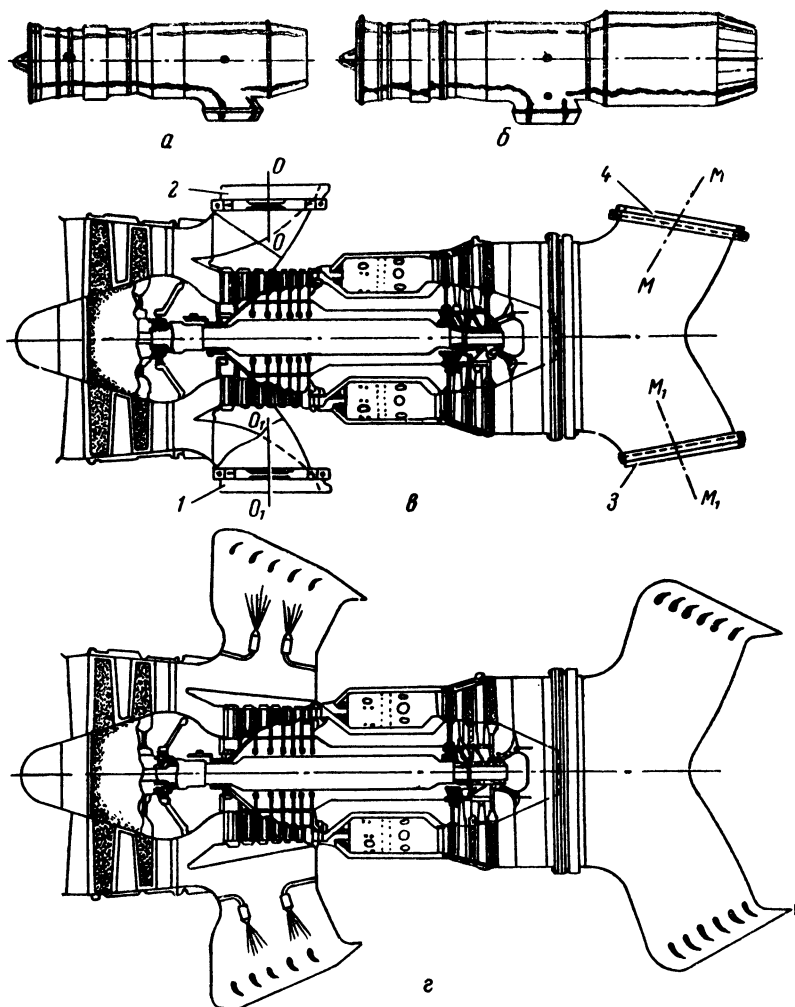


Рис. 3.1. Единые силовые установки:

a — ТРД с поворотом выхлопной струи до сопла; *б* — ТРДФ с поворотом выхлопной струи перед форсажной камерой; *в* — ТРДД с поворотом воздуха и газов; *г* — ТРДД с поворотом газов поворотными соплами; *1* и *2* — передние выхлопные сопла; *3* и *4* — задние выхлопные сопла; *O—O* и *O₁—O₁* — оси вращения передних выхлопных сопел; *M—M* и *M₁—M₁* — оси вращения задних выхлопных сопел

Реактивное сопло 2 отклоняется от вертикальной оси на $\pm 15^\circ$. Отклонение его обеспечивается с помощью силового цилиндра по сферической поверхности неподвижной его части. После вертикального взлета и набора высоты сопло отклоняют назад. В результате этого возникает горизонтальная составляющая тяги, разгоняющая самолет. По достижении определенной скорости заслонка 1 поворачивается на 90° , перекрывает путь газам в вертикальном направлении. Газы начинают вытекать через основное сопло 3, создавая горизонтальную тягу для обычного полета. После завершения полета перед посадкой заслонка 1 перекрывает путь газам в основное сопло 3 и направляет их в сопло 2. Сопло поворачивается вперед. В результате возникает составляющая горизонтальной тяги, направленная против полета. Самолет тормозится и затем совершает вертикальную посадку.

Недостатком такого устройства изменения направления тяги является его двухпозиционная работа с ограниченным отклонением вертикальной тяги и затем резким переходом к полной горизонтальной тяге. Это усложняет обеспечение плавного перехода с взлета в горизонтальный полет и с горизонтального полета на посадку (переходные режимы).

На рис. 3.2, б приведена другая схема устройства отклонения струи газов после турбины ТРД или ТРДФ для получения вертикальной и горизонтальной тяг в одном и том же двигателе. У этого устройства имеется такая же сферическая поворотная заслонка 1, как и у предыдущего. Но оно существенно отличается по конструкции и принципу работы реактивного сопла. Реактивное сопло для создания вертикальной тяги расположено не внизу выхлопной трубы, как в отклоняющем устройстве, приведенном на рис. 3.2, а, а сбоку. Для изменения направления истечения газовой струи из данного сопла служит сопловая решетка. Если решетка установлена горизонтально, как это показано на схеме справа и конструктивной схеме слева (рис. 3.2, б), то газы истекают вниз в вертикальном направлении, создавая вертикальную тягу (линия со стрелкой В). Если от этого положения решетку повернуть по часовой стрелке, то газы из сопла будут вытекать вперед по движению самолета, создавая отрицательную тягу для тормо-

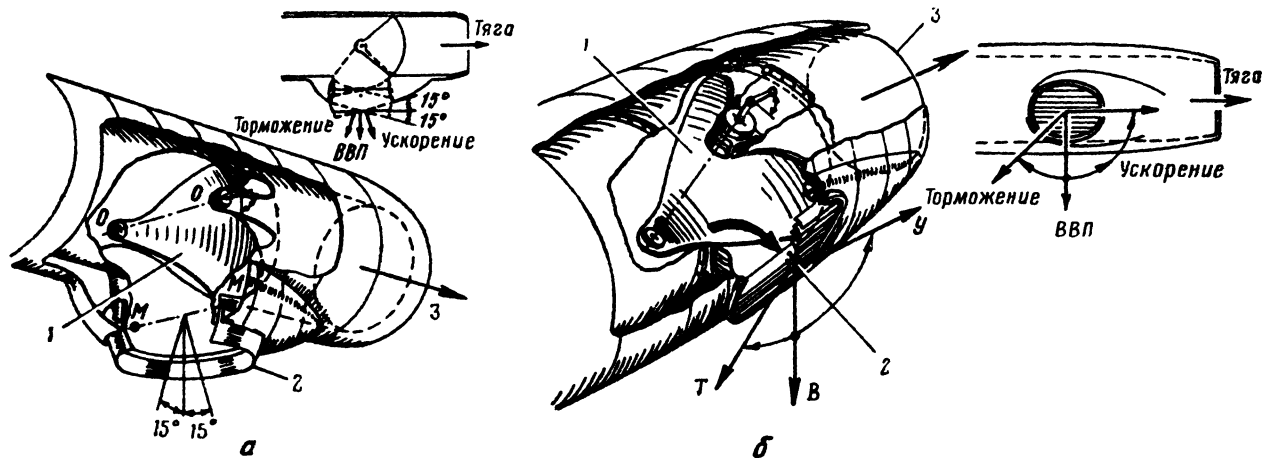


Рис. 3.2. Конструктивные схемы поворотных устройств:

а — двухпозиционное отклоняющее устройство; *б* — всережимное отклоняющее устройство; 1 — сферическая поворотная заслонка; 2 — сопло истечения газового потока при вертикальном взлете и посадке; 3 — сопло для создания горизонтальной тяги; Т — торможение; В — вертикальный взлет и посадка; У — ускорение

жения самолета (линия со стрелкой T). Если от положения B сопло повернуть на 90° против часовой стрелки, то газы из сопла будут вытекать в горизонтальном направлении, создавая положительную тягу для горизонтального полета (линия со стрелкой $У$). Сопло может быть установлено, кроме крайних положений, в любое промежуточное положение, что позволяет получить тягу под любым углом и плавное изменение ее направления. Это обеспечивает хороший разгон и торможение самолетов на переходных режимах, а также возможность «гибкого» использования самолета. С двигателями, имеющими такие сопла, самолет может при необходимости обеспечивать взлет с разбегом, а посадку — вертикальную.

При выходе в горизонтальный полет заслонка 1 сопла поворачивается на 90° , закрывая путь газам в поворотное устройство и открывая путь в обычное реактивное сопло 3 . Это необходимо для более экономичного режима работы двигателя в горизонтальном полете, так как в связи с поворотом газов в отклоняющем устройстве наблюдаются потери полного давления струи, а значит, ухудшение экономичности. На рис. 3.3 показана модель такого всережимного сопла, изготовленная из плексигласа.

Для двигателей единой силовой установки, показанных на рис. 3.1, a и $б$, могут применяться как двухпозиционные отклоняющие устройства (рис. 3.2, a), так и многопозиционные (всережимные).

На рис. 3.4 показана схема другого типа отклоняющего устройства выхлопных газов в ТРД и ТРДФ для создания вертикальной тяги. Устройство двухпозиционное. Оно имеет две механически связанные заслонки. В одном из положений заслонка 1 перекрывает путь газам в основное реактивное сопло, заслонка 2 открывает путь газам в вертикальное реактивное сопло и одновременно служит направляющим аппаратом. В другом положении заслонка 2 закрывает отверстие в выхлопной трубе, служащее для направления газов в вертикально расположенное реактивное сопло, а заслонка 1 устанавливается горизонтально, открывает путь газам в основное реактивное сопло. В этом положении заслонка 1 вызывает потери полного давления реактивной струи примерно 1,5%. При повороте струи в вертикаль-

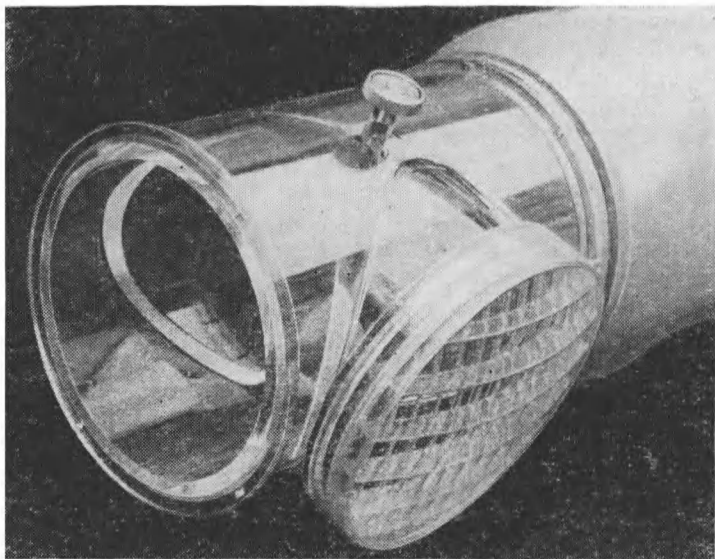


Рис. 3.3. Модель сопла со всережимным отклоняющим устройством

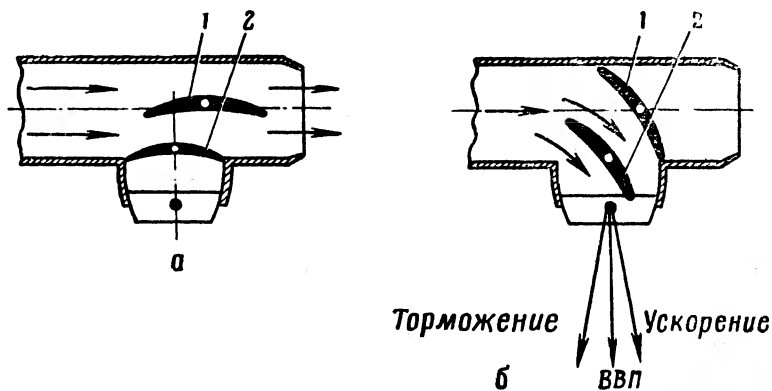


Рис. 3.4. Схема сопла с двухпозиционным отклоняющим устройством: а — положение для создания горизонтальной тяги; б — положение для создания вертикальной тяги; 1, 2 — заслонки для поворота газового потока

ное сопло в таком устройстве наблюдаются потери полного давления 4—6%. Утечки газов в связи с неполной герметичностью заслонок составляют примерно 1% расхода газа.

На рис. 3.5 показана схема еще одного типа двухпозиционного устройства поворота выхлопной струи. Поворот выхлопной струи на 90° осуществляется с по-

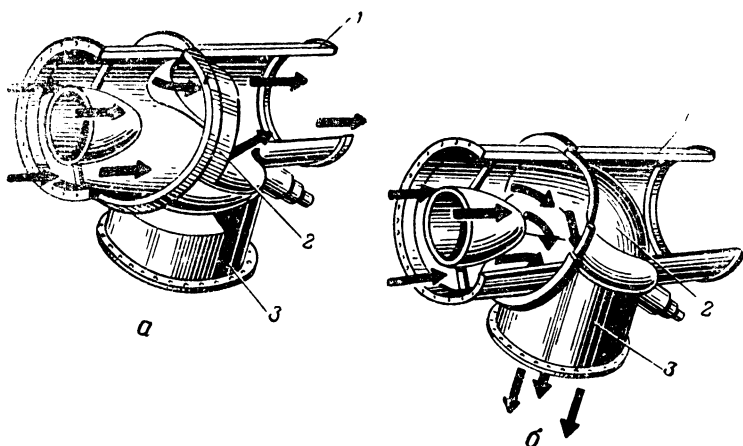


Рис. 3.5. Схема сопла с двухпозиционным вращающимся отклоняющим устройством:

а — положение для создания горизонтальной тяги; *б* — положение для создания вертикальной тяги; 1, 3 — сопла; 2 — фасонная заслонка, вращающаяся вокруг продольной оси двигателя

мощью вращающейся относительно продольной оси фасонной заслонки 2.

На рис. 3.6 показан внешний вид, а на рис. 3.7 — разрез английского двухконтурного двигателя BS.53 «Пегас» для самолетов с вертикальным взлетом и посадкой, выполненного по схеме, приведенной на рис. 3.1, *в*. У двигателя имеются четыре сопла: два передних 1 и 2 для поворота воздушного потока после вентилятора и два задних 3 и 4 для поворота газов после турбины двигателя. Передние сопла поворачиваются вокруг осей $O-O$ и O_1-O_1 , а задние — вокруг осей $M-M$ и M_1-M_1 (рис. 3.1, *в*).

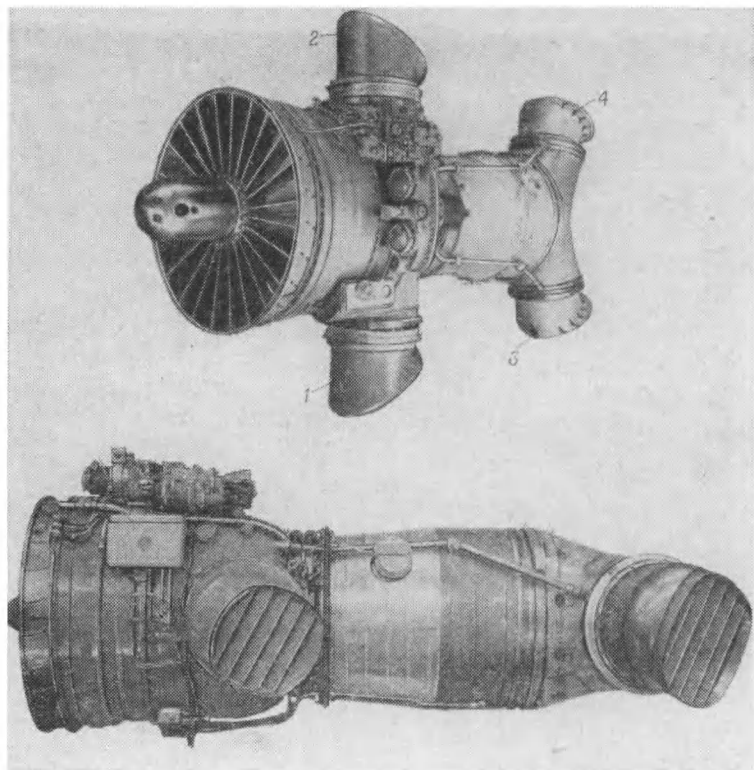


Рис. 3.6. Внешний вид ТРДД BS.53 «Пегас» с четырьмя поворотными соплами:

1, 2 — передние сопла; 3, 4 — задние сопла

Часть воздуха после вентилятора ТРДД направляется в основной контур, а часть отводится в ресивер, а затем в два рукава, заканчивающиеся круглыми короткими патрубками. В этих патрубках и закреплены поворотные сопла 1 и 2. После турбины газы не имеют прямого выхода, как у обычных двигателей, а направляются в два рукава, также заканчивающиеся круглыми патрубками, в которых вмонтированы задние поворотные сопла 3 и 4.

В зависимости от положения этих реактивных сопел создается горизонтальная или вертикальная тяга. На

рис. 3.8 показано направление истечения газов из двигателя этой схемы: *а* — реактивные сопла расположены так, что струя вытекает назад в прямом направлении, создавая горизонтальную тягу; *б* — реактивные сопла повернуты на 90° , и газы вытекают вниз, создавая вер-

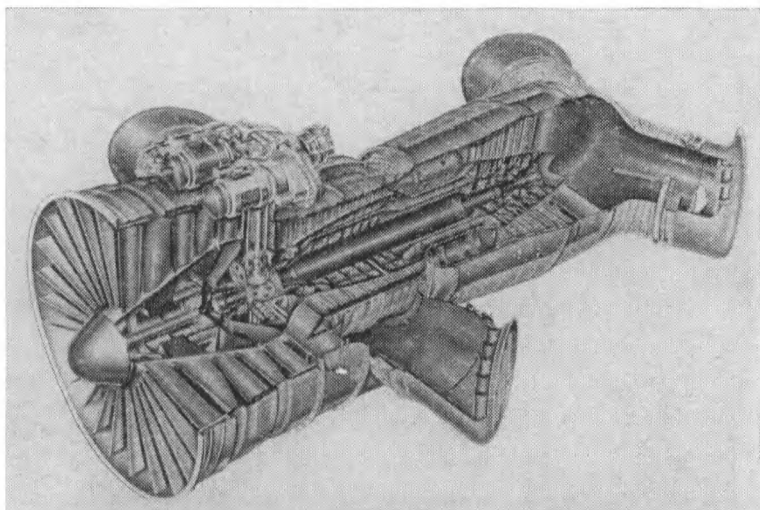


Рис. 3.7. Разрез двухконтурного двигателя BS.53 «Пегас»

тикальную тягу. Как видно из рис. 3.8, сопла имеют на выходе профилированную решетку из пяти лопаток. Лопатки служат для организации поворота потока в соплах.

Схема управления соплами двигателя приведена на рис. 3.9. Сопла поворачиваются с помощью пневматического механизма 5, который вращает передний и задний продольные валики. Эти валики посредством передней 3 и задней 8 конических передач приводят в движение поворотные сопла. Для обеспечения надежности работы поворотных сопел они охлаждаются воздухом, подаваемым из-за вентилятора, и смазываются твердой смазкой.

Расчетная тяга двигателя BS.53 «Пегас» составляет 8165 кг, расход воздуха 136 кг/сек, степень двухконтур-

ности (отношение расхода воздуха, выходящего через передние патрубки, к расходу воздуха через основной контур) равна 2, диаметр — 1180 мм, вес — 1360 кг.

В целях улучшения характеристик двухконтурных двигателей по экономичности при полете у земли, когда

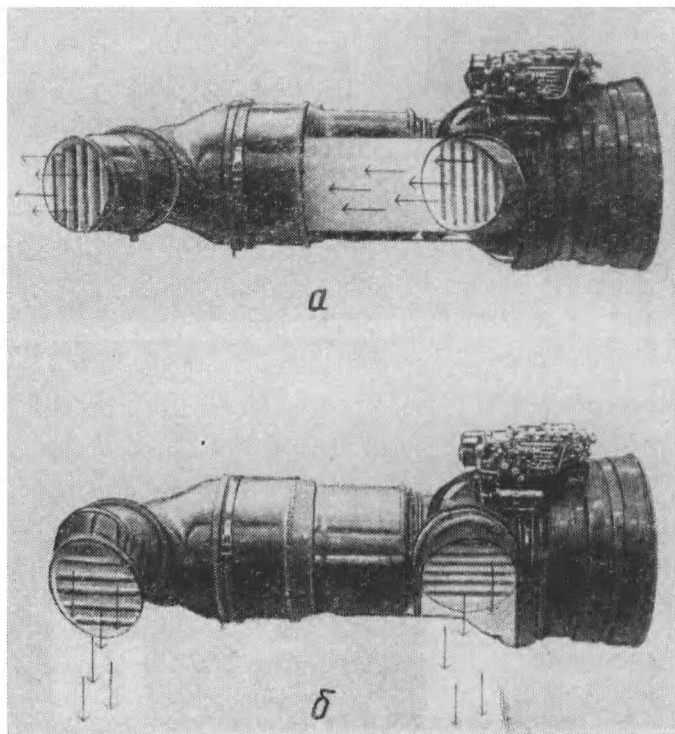


Рис. 3.8. Схема создания горизонтальной и вертикальной тяг ТРДД с поворотными соплами:

a — горизонтальная тяга; *б* — вертикальная тяга

требуется малая тяга, и обеспечения полета СВВП на сверхзвуковых скоростях, когда требуются высокие значения тяги, оказалось целесообразным применение двухконтурных двигателей с поворотными соплами и форсажем во втором контуре.

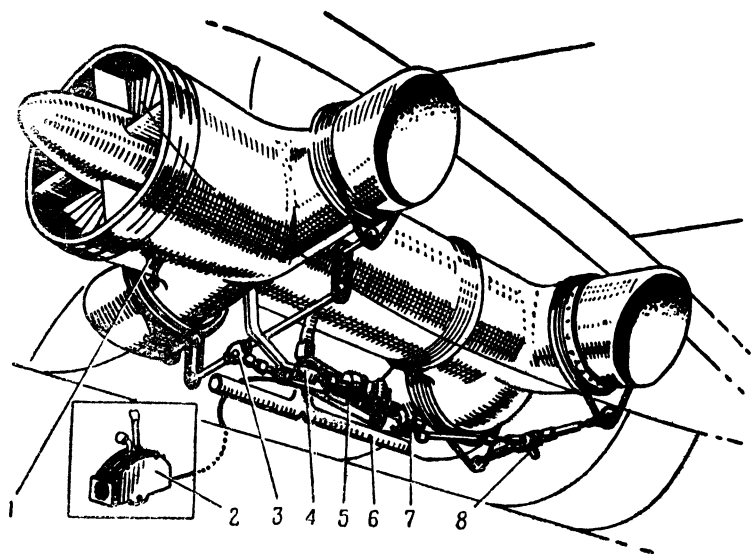


Рис. 3.9. Схема управления поворотными соплами ТРДД:

1 — подвеска двигателя; 2 — рычаг управления соплами в кабине летчика; 3 — передняя коническая передача; 4 — клапан отбора воздуха; 5 — пневматический механизм; 6 — трубопровод подвода воздуха к управляющим соплам; 7 — редуктор; 8 — задняя коническая передача

Одним из представителей ТРДД с поворотными соплами и форсажем во втором контуре является строящийся двигатель BS.100. Внешний вид этого двигателя приведен на рис. 3.10. Он разработан на основе двухконтурного двигателя BS.53 «Пегас». Его тяга равна 17 000 кг.

Наиболее сложными вопросами, решаемыми при создании двигателя BS.100, являются обеспечение форсажа в небольших по размеру и сложных по конфигурации форсажных камерах (точнее — камерах подогрева) и изменение площади выходного сечения передних поворотных сопел при включении и выключении форсажа. Форсажные камеры расположены в рукавах ресивера второго контура до поворотных сопел. Температура подогрева в форсажных камерах ТРДД равна 1200° К.

Для изменения площади сечения передних поворотных сопел при включении и выключении форсажа применена подвижная рампа 1 (рис. 3.10) и профилированная перегородка 2 (рис. 3.11), делящая площадь выхода

из сопла примерно на две равные части. На рис. 3.10 подвижная рампа установлена в своем крайнем положении. Она удалена на наибольшее расстояние от корпуса двигателя. Рампа может перемещаться к корпусу двигателя по направлению, указанному стрелкой, возвращаясь относительно оси крепления 3.

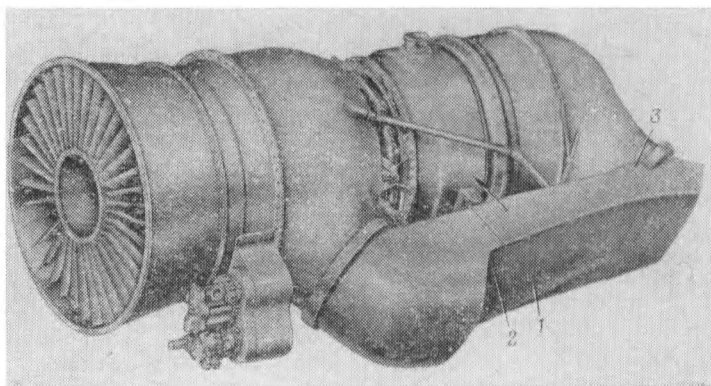


Рис. 3.10. Внешний вид ТРДД BS.100 с поворотными соплами и форсажем во втором контуре:

1 — подвижная рампа для изменения площади сечения передних сопел (площадь сечения уменьшается или увеличивается в два раза); 2 — переднее поворотное сопло; 3 — ось вращения подвижной рампы

Схема изменения площади выхода сопла на различных режимах работы двигателя и в разных положениях сопел приведена на рис. 3.11. На рис. 3.11, *а* показан режим работы двигателя при вертикальном взлете и посадке с включенной форсажной камерой. Подвижная рампа 1 прижата полностью к двигателю. При этом газы из форсажной камеры вытекают через всю площадь сечения сопла. На рис. 3.11, *б* показан переходный режим работы двигателя. По принципу работы этот режим ничем не отличается от предыдущего. На рис. 3.11, *в* показана работа двухконтурного двигателя в горизонтальном полете на бесфорсажном режиме. При этом для выхода воздуха требуется примерно в два раза меньшая площадь сечения сопел. Подвижная рампа 1 отодвинута от корпуса двигателя в свое крайнее положение, при этом она закрывает торцевой частью

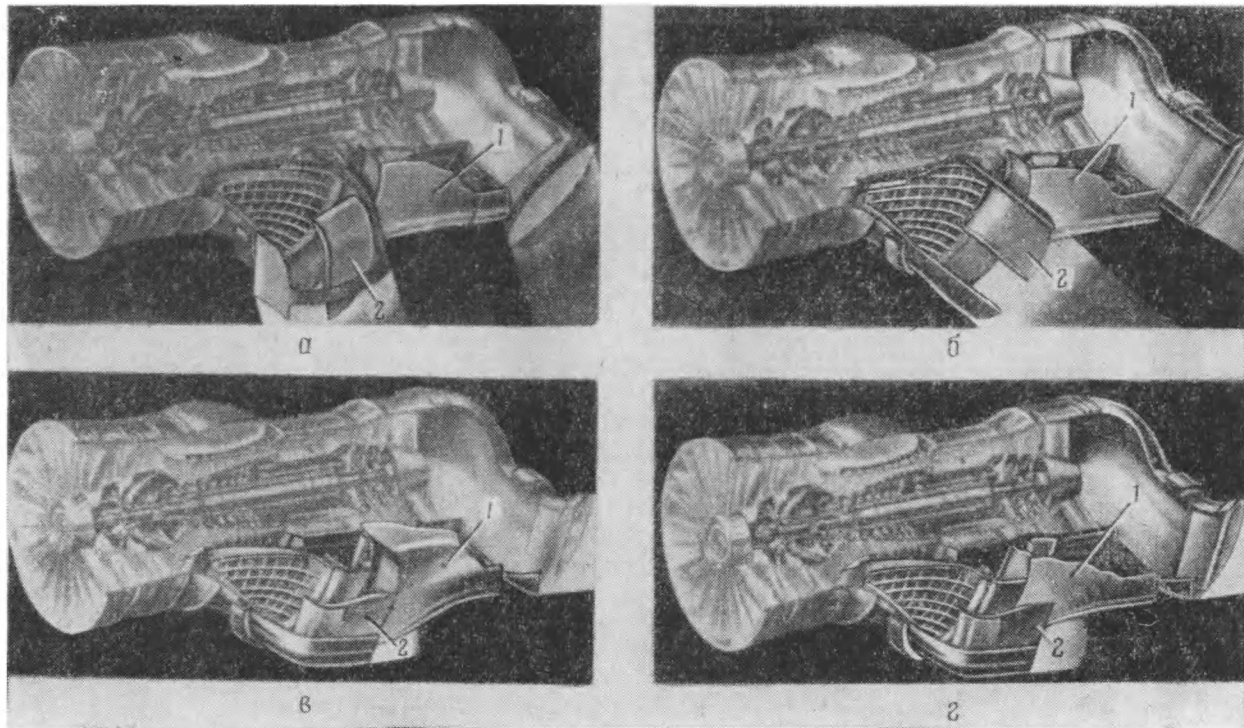


Рис. 3.11. Схема работы двигателя BS.100 на различных режимах:
 а — форсажный режим при вертикальном взлете и посадке; б — переходный режим; в — бесфорсажный режим в горизонтальном полете; г — форсажный режим в горизонтальном полете; 1 — подвижная рампа; 2 — профилированная перегородка

одну половину выходного сечения сопла. Воздух в данном случае может выходить только через вторую половину сечения сопла, т. е. через площадь, в два раза меньшую, чем на форсажном режиме. Для горизонтального полета со сверхзвуковой скоростью необходимо включить форсажную камеру. Но это требует увеличения площади сечения выхода газов из передних поворотных сопел. Рампа 1 передвигается в крайнее положение к корпусу двигателя и открывает вторую половину выходного сечения сопла (схема 2).

Ясно, что на любом из рассмотренных режимов не требуется изменения площади выхода из задних поворотных сопел.

Применение форсирования во втором контуре усложняет условия работы узла поворота передних сопел, но выбор сравнительно невысокой температуры подогрева (1200°K) делает эту задачу разрешимой.

Тяга передних и задних сопел примерно одинакова. Сопла могут поворачиваться от горизонтального положения до 95° . Время поворота сопел от горизонтального положения до вертикального примерно 1 сек. Потери тяги за счет поворота газов на 90° в ТРДД с поворотными соплами примерно 4%.

Другим типом двухконтурного двигателя с поворотом выхлопных газов для создания вертикальной тяги либо вертикальной и горизонтальной тяги является английский двигатель «Медуэй». Он имеет тягу 7940 кг, удельный расход топлива 0,57 кг/кг тяги·час, вес 1445 кг, диаметр 1050 мм. У него принят другой принцип поворота выхлопных газов с помощью отклоняющего устройства. Оно выполнено в виде отдельного агрегата, который присоединен к фланцам основного двигателя после турбины (рис. 3.12).

Внутри отклоняющего устройства имеются две заслонки, представляющие часть цилиндрической поверхности (рис. 3.13). Заслонки служат для перекрытия прохода газов в обычное выхлопное сопло и для перекрытия выхода газов в поворотные сопла.

На режимах взлета, посадки и висения поворотные сопла устанавливаются так, как показано на рис. 3.12, а. Лопатки решетки на выходе из сопла занимают горизонтальное положение, при этом газы вытекают вертикально вниз, создавая вертикальную тягу. На рис. 3.12, б

показана работа двигателя в горизонтальном полете. Заслонки прижаты к стенкам выхлопной трубы поворотного устройства. Они перекрывают доступ газам в поворотные сопла. Газы вытекают из сопел в прямом

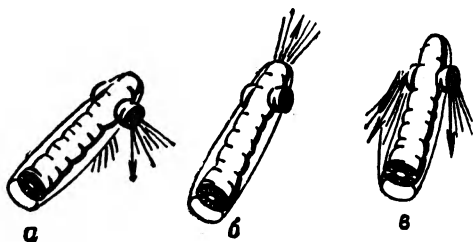
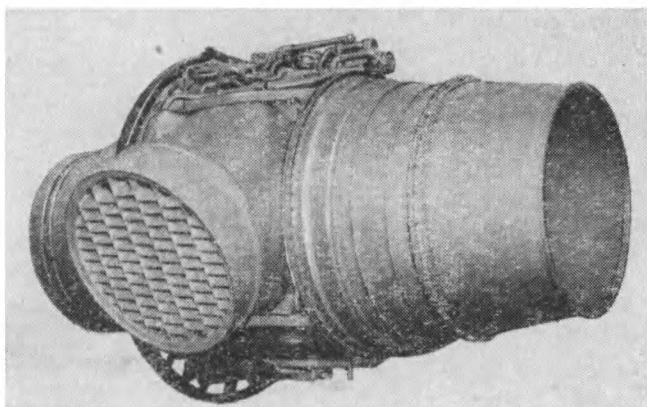


Рис. 3.12. Внешний вид поворотного устройства ТРДД «Медуза»: *а* — работа двигателя на взлете, посадке и висении; *б* — работа двигателя в горизонтальном полете; *в* — режим торможения

направлении, создавая горизонтальную тягу. Справа приведена схема работы двигателя на режиме торможения (рис. 3.12, *в*). В этом случае работа отклоняющего устройства идентична работе на режиме создания вертикальной тяги, но сопла повернуты на угол, больший 90° .

Выхлопная труба в месте расположения поворотных сопел имеет такую же форму, что и поворотные заслонки. По контуру этой трубы и передней части заслонок

имеется отбортовка. Отбортовка служит для герметизации устройства с целью предотвращения утечек газа при обычной работе двигателя.

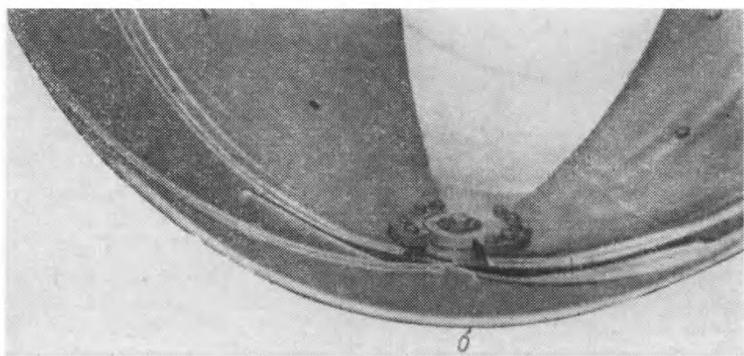
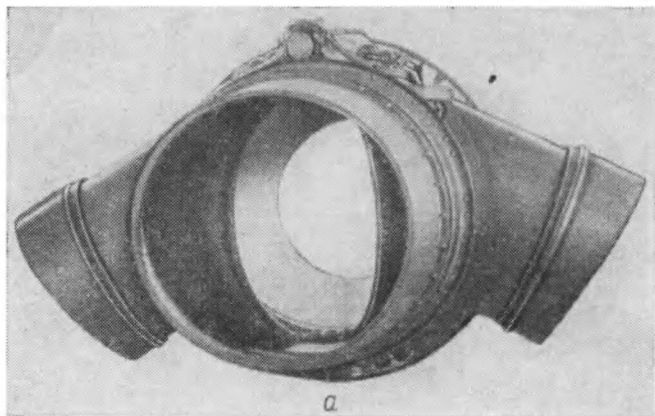


Рис. 3.13. Вид сзади на устройство поворота потока газов двигателя «Медуэй»:

а — поворотное устройство; *б* — нижний узел поворотного устройства

Для привода заслонок служат гидроцилиндры, установленные сверху и снизу поворотного устройства (рис. 3.13). Сопла вращаются относительно своей оси с помощью гидродвигателя.

Достоинством отклоняющего устройства двигателя «Медуэй» является практическое отсутствие потерь давления, а значит, хорошая экономичность в крейсерском полете.

Еще одним типом двухконтурного двигателя с поворотом выхлопных газов является двигатель RB.153 английской фирмы Роллс-Ройс (рис. 3.14). Конструкция двигателя, в частности отклоняющего устройства, преду-

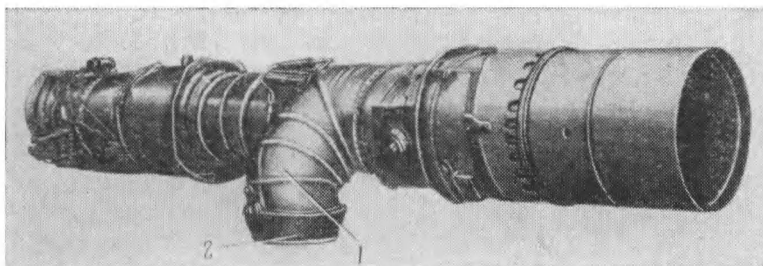


Рис. 3.14. Двухконтурный ТРД RB.153 с поворотом выхлопных газов до форсажной камеры:

1 — неподвижный выхлопной патрубок; 2 — ограниченно подвижное выхлопное сопло

сматривает установку на самолете двух двигателей рядом. Двигатель построен по схеме, приведенной на рис. 3.1, б.

Тяга двигателя на максимальном режиме без форсажа 3107 кг, на форсажном режиме 5300 кг, удельный расход топлива 0,648 кг/кг тяги · час, вес двигателя без выхлопной трубы 649 кг.

Для обеспечения принятой высокой степени сжатия 18,6 применен шестнадцатиступенчатый двухкаскадный компрессор (4+12) и четырехступенчатая турбина (2+2).

Отклоняющее устройство на двигателе RB.153 выполнено в виде отдельного агрегата, устанавливаемого между турбиной и форсажной камерой. Поворотные заслонки для изменения направления движения газов сделаны такими же, как и в двигателе «Медуэй».

С одной стороны двигателя имеется неподвижный выхлопной патрубок 1 (рис. 3.14), служащий для направ-

ления газового потока вертикально вниз при работе на режиме создания вертикальной тяги. Патрубок заканчивается ограниченно подвижным выхлопным соплом 2, которое может отклоняться от вертикального положения на 15° вперед и на 15° назад. Изменение положения сопла обеспечивается с помощью небольшого силового цилиндра, расположенного на выхлопном патрубке. Такое отклонение выхлопного сопла необходимо для создания горизонтальной составляющей тяги для разгона самолета ($+15^\circ$) и его торможения (-15°).

Применение двухконтурных двигателей в единых силовых установках СВВП имеет следующие преимущества по сравнению с турбореактивными двигателями. Условия работы поворотных сопел на ТРДД более благоприятны в связи со сравнительно низкими температурами газа за турбиной. У ТРДД более низкие скорости истечения газов, чем у ТРД и ТРДФ, и поэтому их выхлопные струи меньше разрушают поверхность площадки при взлете и посадке, когда поток газов направлен вниз. Они более экономичны по сравнению с ТРД и имеют меньший уровень шума. Исходя из изложенного есть основания ожидать, что ТРДД будут находить все большее и большее применение на СВВП.

Единые силовые установки для самолетов вертикального взлета и посадки с плавным изменением направления силы тяги имеют достоинства по «гибкости» их применения. Действительно, опробование таких силовых установок может производиться на земле при горизонтальном положении поворотных сопел, при этом газы не будут воздействовать на взлетно-посадочную площадку. Взлет самолетов с такими силовыми установками может быть вертикальным (сопла повернуты вниз), коротким (сопла установлены под углом $60-65^\circ$) и с обычным разбегом (сопла установлены горизонтально). В полете перед посадкой выхлопные сопла могут быть отклонены вперед для создания отрицательной тяги, тормозящей самолет. При вертикальном взлете двигатель может выводиться на максимальный режим при горизонтальном положении сопел с последующим программным изменением их положения до вертикального. В результате выхлопная струя будет иметь кратковременный контакт с взлетной площадкой. Это, несомненно, снизит эрозию почвы.

Единые силовые установки с поворотом двигателей в гондолах или с поворотом двигателей вместе с крылом очень близки по своим свойствам силовым установкам с поворотом выхлопной струи. Специфической их особенностью являются узлы поворота двигателей или крыла. Самолеты с такими двигателями описаны во второй главе.

Составные силовые установки

Составные силовые установки самолетов вертикального взлета и посадки — это такие, у которых имеются двигатели для получения вертикальной тяги на взлете и посадке и двигатели для получения горизонтальной тяги.

Для получения вертикальной тяги, как правило, служат вертикально или горизонтально (или под углом) расположенные двигатели сравнительно небольшой тяги с очень малым удельным весом (подъемные), а для получения горизонтальной тяги — обычно расположенные высокоэкономичные двигатели (маршевые).

Составные силовые установки для самолетов вертикального взлета и посадки различаются по функциям, выполняемым разными группами двигателей, и по типу двигателей, создающих вертикальную и горизонтальную тяги.

Подъемные двигатели могут создавать всю вертикальную тягу, требуемую для данного самолета. В этом случае маршевые двигатели не участвуют в создании вертикальной тяги. Силовая установка СВВП с такими двигателями называется составной из маршевых и подъемных двигателей.

Маршевые двигатели путем применения поворота выхлопной струи (поворотом сопел, двигателей) могут создавать часть вертикальной тяги и всю требуемую горизонтальную тягу. Такие двигатели называются подъемно-маршевыми. Остальную часть вертикальной тяги создают подъемные двигатели. Силовая установка СВВП с такими двигателями называется составной из подъемно-маршевых и подъемных двигателей.

Могут быть применены составные силовые установки из маршевых или подъемно-маршевых двигателей и подъемных, которые создают требуемую вертикальную

тягу (всю или часть ее) и горизонтальную составляющую тягу на взлете и посадке путем поворота на ограниченный угол выхлопных сопел либо двигателей в узлах крепления. Такие двигатели называются подъемно-разгонными. Силовые установки с данными двигателями называются: составная из маршевых и подъемно-разгонных двигателей (первая), составная из подъемно-маршевых и подъемно-разгонных двигателей (вторая).

В качестве маршевых двигателей используются обычные двигатели, которые применяются на современных самолетах, взлетающих с разбегом и садящихся с пробегом. Подъемно-маршевые двигатели, создающие часть вертикальной тяги на взлете и посадке СВВП, по конструкции такие же, как и двигатели единых силовых установок. Поэтому ниже они не рассматриваются. Подъемные и подъемно-разгонные двигатели по параметрам рабочего процесса и конструкции значительно отличаются от современных двигателей обычных самолетов.

Конструктивные схемы различных типов подъемных двигателей с вертикальным и горизонтальным их расположением приведены на рис. 3.15. На основе каждого из шести приведенных подъемных двигателей могут быть созданы подъемно-разгонные двигатели.

У турбореактивных и двухконтурных двигателей с малой степенью двухконтурности (ТРДД₁) для изменения направления тяги применяются ограниченно подвижные сопла либо поворот двигателей в узлах крепления. На рис. 3.16 показан подъемно-разгонный двигатель с ограниченно подвижным выхлопным соплом 1. Силовым цилиндром 3 сопло отклоняется на определенный угол относительно узлов его крепления 2. Могут также применяться отклоняющие решетки на выходе из двигателей с поворотными лопатками. У двухконтурных двигателей с большой степенью двухконтурности (ТРДД₂) изменение направления вектора тяги осуществляется поворотными лопатками на выходе из турбоventилиаторного агрегата. Эти же лопатки служат для закрытия выхода для газов при выключении подъемно-разгонных двигателей.

В качестве маршевых и подъемно-маршевых двигателей составной силовой установки могут использовать-

ся ТРД, ТРДД и ТВД, а в качестве подъемных и подъемно-разгонных двигателей — ТРД, ТРДД₁ и ТРДД₂.

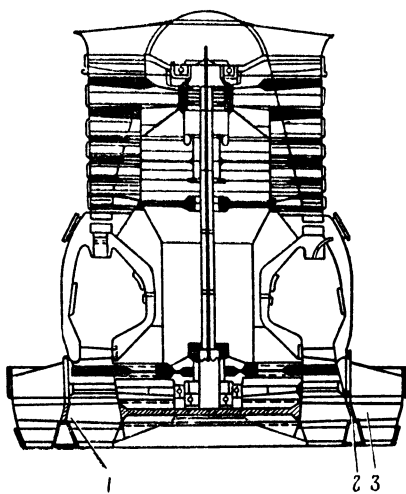
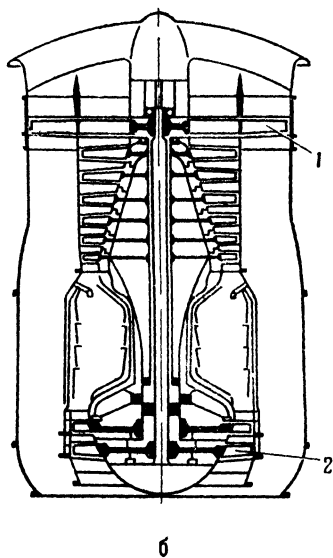
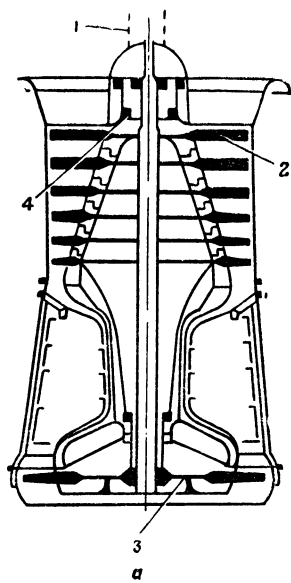
В табл. 3.2 приведена классификация силовых установок для СВВП по методу создания вертикальной и

Таблица 3.2

Классификация составных силовых установок

Составные силовые установки		Двигатели только для вертикального взлета и посадки					
		подъемные			подъемно-разгонные		
		ТРД	ТРДД ₁	ТРДД ₂	ТРД	ТРДД ₁	ТРДД ₂
Двигатели для горизонтального полета и частично для взлета и посадки	маршевые	ТРД					
		ТРДД					
		ТВД					
	подъемно-маршевые	ТРД					
		ТРДД					
		ТВД					

горизонтальной тяг и по типу двигателей. Из нее видно, что могут быть 36 разных составных силовых установок, выполненных из различного сочетания двигателей. Кружочком с горизонтальной стрелкой указаны маршевые двигатели, создающие горизонтальную тягу, кружочком с выходящими от него стрелками одинакового размера—



8

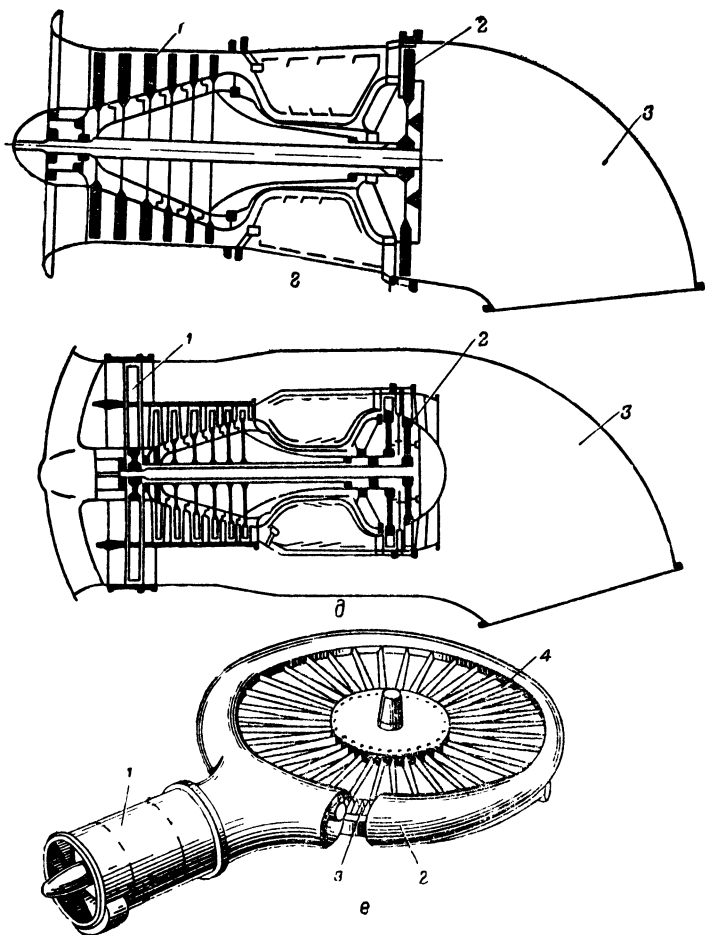


Рис. 3.15. Конструктивные схемы различных типов подъемных двигателей:

с вертикальным расположением:

a — турбореактивный двигатель; 1 — место установки топливного насоса; 2 — шестиступенчатый компрессор; 3 — одноступенчатая турбина; *б* — двухконтурный ТРД с малой степенью двухконтурности — до 2–3 (ТРДД₁); 1 — компрессор второго контура; 2 — турбина привода компрессора второго контура; *в* — двухконтурный ТРД с большой степенью двухконтурности — 5–6 и более (ТРДД₂); 1 — турбина вентилятора; 2 — бандаж; 3 — лопадки вентилятора;

с горизонтальным расположением:

г — ТРД; 1 — компрессор; 2 — турбина; 3 — изогнутая выхлопная труба; *д* — ТРДД₁; 1 — компрессор второго контура; 2 — турбина; 3 — изогнутая выхлопная труба; *е* — ТРДД₂; 1 — ТРД; 2 — улитка подвода газов к ТВА; 3 — турбина ТВА; 4 — вентилятор ТВА

A technical drawing of a vertical steam boiler. The boiler is cylindrical with a hemispherical bottom and a hemispherical top. A vertical pipe, labeled '3', is attached to the side, representing a water level indicator. This pipe has a float valve mechanism at the bottom, labeled '2', which is connected to a float chamber, labeled '1'. The float chamber contains a float valve that opens to allow water into the boiler when the water level is low and closes to prevent further water entry when the level is reached. The boiler is shown with vertical lines indicating its cylindrical shape and horizontal lines indicating the top and bottom flanges.

1 — ограниченно подвижное выхлопное сопло; 2 — узлы крепления сопла; 3 — силовой цилиндр для отклонения сопла

К подъемным двигателям, служащим для создания вертикальной тяги, предъявляется такое требование: они должны иметь наименьший вес. Чем они легче, тем лучше летные данные самолета. Созданные подъемные турбореактивные двигатели имеют удельный вес, примерно в два раза меньший, чем удельный вес обычных ТРД, служащих для горизонтального полета. Напри-

На входе в двигатель име-

мер, удельный вес построенного подъемного ТРД RB.108 равен $0,114 \text{ кг/кг тяги}$ (без учета отбора воздуха на управление самолетом). Тяга двигателя RB.108 без отбора воздуха составляет 1130 кг , а его вес 129 кг . На этом двигателе обеспечен отбор 11% воздуха за

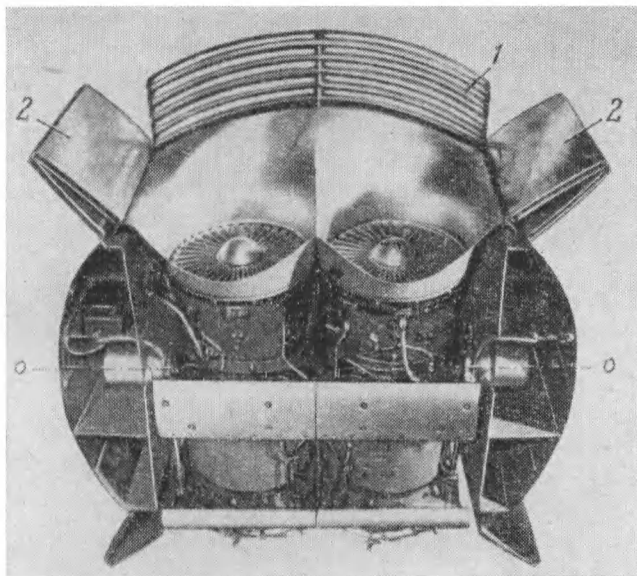


Рис. 3.17. Подъемные ТРД RB.108 в отсеке фюзеляжа:

1 — решетка направления потока воздуха на вход в двигатель;
2 — створки

компрессором на управление самолетом. При этом его тяга уменьшается на $18,5\%$ и составляет 920 кг . Удельный вес его по тяге с отбором воздуха составляет $0,14 \text{ кг/кг тяги}$.

Степень повышения давления воздуха в компрессоре данного двигателя для получения малого веса выбрана сравнительно низкой ($5,5$). Компрессор восьмиступенчатый, турбина двухступенчатая. Камера сгорания кольцевая. Ротор двигателя установлен на трех подшипниках. Диаметр двигателя 510 мм , длина — 1070 мм .

В последние годы фирмой Роллс-Ройс проведены большие работы по дальнейшему снижению удельного

веса подъемных двигателей. В результате создан, прошел доводочные испытания и запущен в серийное производство подъемный турбореактивный двигатель RB.162 с удельным весом $0,0625 \text{ кг/кг тяги}$ (без отбора воздуха). Столь низкий удельный вес подъемного ТРД RB.162 получен благодаря применению двухопорной

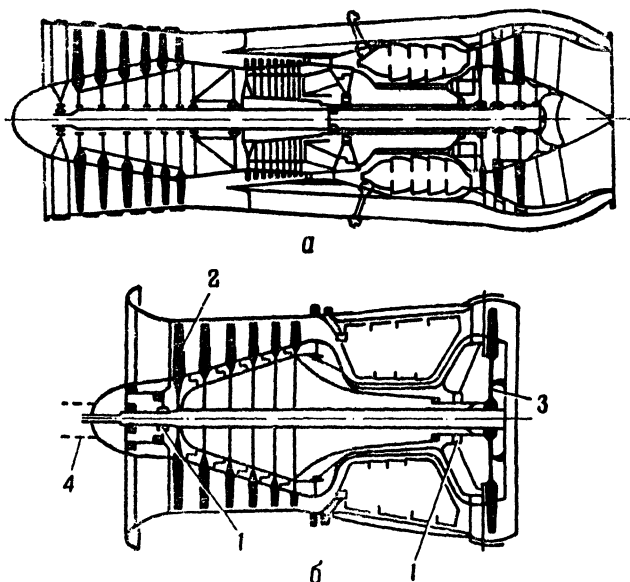


Рис. 3.18. Схемы двигателей:

a — высокоэкономичный двухвальный ТРДД; *б* — легкий подъемный ТРД: 1 — подшипники; 2 — низконапорный компрессор; 3 — одноступенчатая турбина; 4 — место установки топливного насоса

схемы ротора двигателя, небольшого числа ступеней компрессора (6 ступеней), одноступенчатой турбины, упрощенных топливной системы с расположением ее агрегатов в носке двигателя, системы смазки, системы запуска, применению легких материалов, в том числе пластмасс, и т. д.

На рис. 3.18 приведены схемы двигателя RB.162 и высокоэкономичного двухконтурного двухвального ТРД. У двигателя RB.162 две опоры (два подшипника 1) против семи у двухконтурного ТРД, шесть ступеней ком-

прессора 2 против пятнадцати, одна ступень турбины 3 против трех у двухконтурного ТРД. Общий вид двигателя RB.162 показан на рис. 3.19. Для сравнения рядом с ним показан двухконтурный турбореактивный двигатель «Спэй».

Все узлы двигателя RB.162 максимально упрощены в конструктивном отношении. Применены также упрощенные агрегаты. Так, запуск его осуществляется подачей сжатого воздуха от маршевого двигателя или аэродромного источника через патрубки 1 (рис. 3.19) на лопатки турбины двигателя. Масляная система открытого типа состоит из удлиненного цилиндра 1 (рис. 3.20) диаметром 80 мм, размеченного десятью полосками. Объем масла между полосками — порция масла на один цикл работы двигателя. Внутри цилиндра в его верхней части имеется поршень, к которому подводится давление топлива. Под действием давления топлива при запуске и работе двигателя из цилиндра выжимается порция масла для смазки подшипников двигателя. Одной порции масла достаточно для 3 мин работы двигателя. Масло проходит через подшипники, смазывает их, выбрасывается около выхлопного сопла и сгорает.

Топливная система состоит из топливного насоса 3, расположенного в носке двигателя и приводимого непосредственно от ротора, топливного регулятора 2, трубопроводов и форсунок. Система зажигания включает агрегат зажигания 4 и две свечи 5. К месту расположения свечей подается через специальные форсунки пусковое топливо.

Тяга двигателя RB.162 2000 кг, диаметр 635 мм, длина 940 мм. Вес двигателя 125 кг. Степень повышения давления воздуха в компрессоре 4,25. На двигателе обеспечен отбор 10% воздуха на управление самолетом.

На рис. 3.21 приведена схема ТРД RB.162 с изображением применяемых материалов. Из нее видно, что для снижения веса у этого типа двигателя широко применяется стеклопластик. В частности, из него изготовлены лопатки и корпус компрессора. Корпус состоит из двух половин, склеенных между собой. Металлические фланцы к стеклопластиковому корпусу прикреплены с помощью склейки.

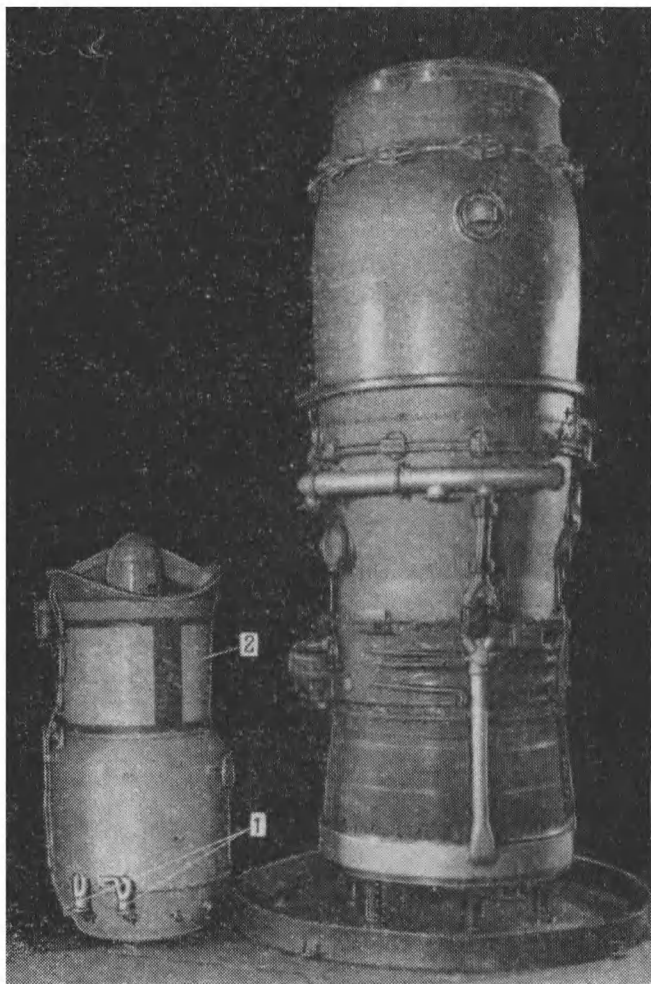


Рис. 3.19. Подъемный ТРД RB.162 и двухконтурный турбореактивный двигатель «Спэй»:

1 — патрубки подвода сжатого воздуха к соплам для запуска двигателя; 2 — стеклопластиковый корпус компрессора

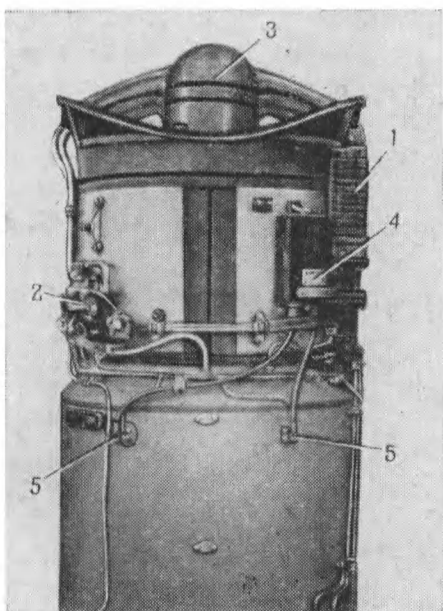


Рис. 3.20. Размещение на ТРД RB.162 элементов масляной, топливной систем и системы зажигания:

1 — цилиндр подачи масла к подшипникам; 2 — топливный регулятор; 3 — топливный насос; 4 — агрегат зажигания; 5 — свечи

На рис. 3.22 показан подъемный двухконтурный двигатель. Турбовентиляторный агрегат устанавливается после турбины турбокомпрессора двигателя.

ТРДД₁ (рис. 3.22, а) имеет одноступенчатую турбину и сравнительно высокую степень повышения давления воздуха в вентиляторе, т. е. он, по существу, не отличается от двигателя, приведенного на рис. 3.15. ТРДД₂ (рис. 3.22, в) имеет малонапорный вентилятор большого диаметра 1540 мм. Из-за ограничений по окружным скоростям вентилятора окружные скорости турбины низкие. Поэтому для обеспечения той же мощности турбины необходимо большее число ступеней. В данном случае турбина имеет три ступени. ТРДД, приведенный на рис. 3.22, б, занимает промежуточное положение.

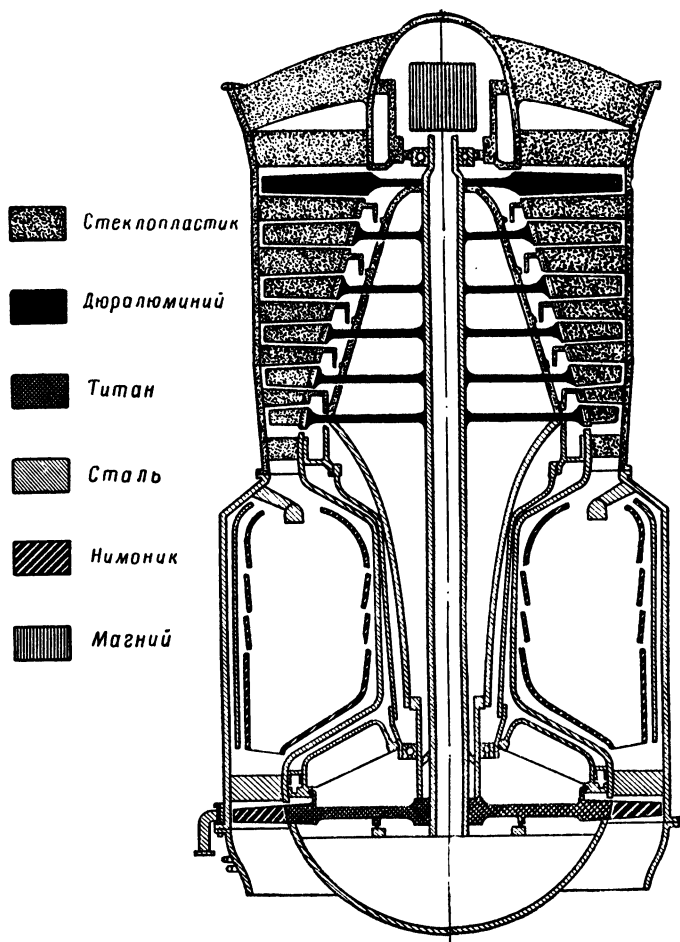


Рис. 3.21. Схема подъемного ТРД с изображением применяемых материалов

В табл. 3.3 приведены основные данные этих схем двухконтурных двигателей. Для сравнения приведены также данные ТРД, являющегося газогенератором для трех приведенных типов подъемных ТРДД.

Следует отметить, что эти данные получены без отбора воздуха на управление самолетом.

Таблица 3.3

Основные данные двухконтурных двигателей разных схем

Тип подъемного двигателя	ТРД	ТРДД		
		схема а	схема б	схема в
Вертикальная тяга, кг . . .	1820	2700	3180	4680
Удельный расход топлива, кг/кг тяги·час	1	0,595	0,505	0,343
Скорость истечения газов из реактивного сопла, м/сек	732	480	430	300
Скорость истечения воздуха из вентилятора, м/сек	—	287	255	177
Диаметр, мм	600	837	1000	1540

Преимуществами подъемных ТРДД₁ и ТРДД₂ по сравнению с подъемным ТРД являются:

— меньшие скорости истечения газов и воздуха, что существенно облегчает решение проблемы предотвращения эрозии почвы под воздействием реактивной струи; это в особенности относится к двухконтурному двигателю с малонапорным вентилятором (рис. 3.22, в), у которого скорость газовой струи равна 300 м/сек, а воздушной ~170 м/сек;

— лучшая экономичность на режимах вертикального взлета, посадки и висения; у подъемного ТРДД₂ с малонапорным вентилятором удельный расход топлива почти в три раза меньше, чем у подъемного ТРД.

Кроме того, подъемные ТРДД имеют меньшую длину, чем подъемные ТРД одинаковой тяги, что очень важно для компоновки его в фюзеляже, так как последний не может быть значительно увеличен. Если, например, тяги этих двигателей одинаковы и равны 3400 кг, то длина ТРД 1700 мм, а ТРДД₂ 1320 мм, диаметр ТРД 865 мм, а диаметр ТРДД₂ сверху 550 мм, а внизу 1130 мм. Боковая площадь обоих двигателей по цилиндрическому контуру одинакова и равна 14 700 см². Объем подъемного ТРД оказывается меньше объема ТРДД₂.

Таким образом, подъемный ТРДД, обладая указанными преимуществами по сравнению с подъемным ТРД, уступает ему по диаметральному размерам и занимае-

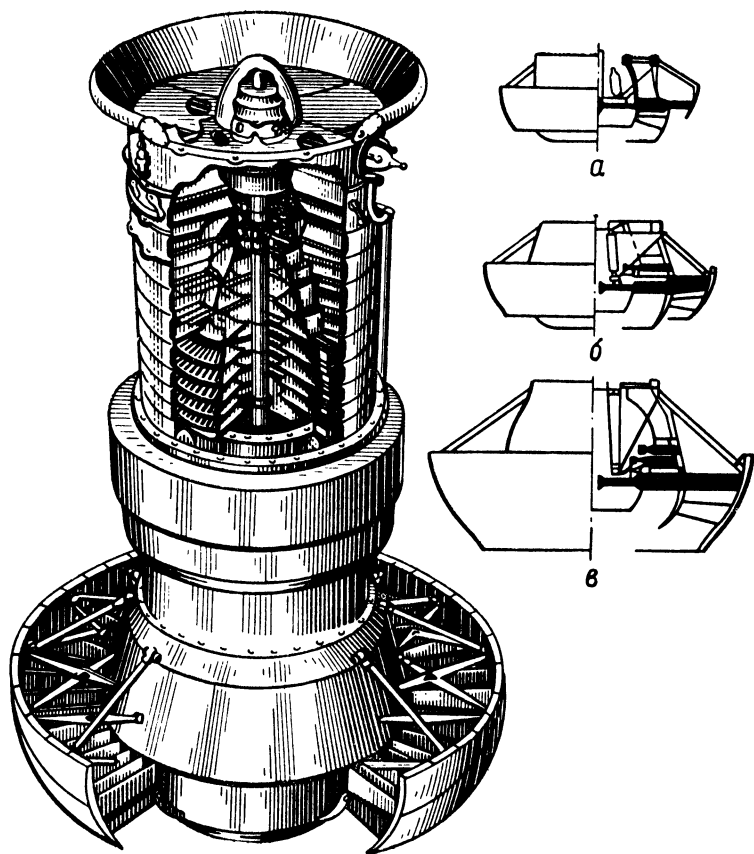


Рис. 3.22. Подъемный ТРДД:

а — с одноступенчатой турбиной ТВА; *б* — с двухступенчатой турбиной ТВА;
в — с трехступенчатой турбиной и малонапорным вентилятором ТВА

мому объему, но имеет меньшую длину, что при определенных условиях с учетом других преимуществ может иметь решающее значение.

Для уменьшения размеров двигателя по вертикали может использоваться схема подъемного ТРДД₂ с горизонтальным размещением двигателя, как это показано на рис. 3.15. Данный двигатель имеет нормальный вход

воздуха и не требует решеток поворота воздуха на входе.

По удельному весу подъемный ТРД с турбовентиляторным агрегатом может быть выполнен таким же, как и вертикально расположенный ТРДД₁ или ТРДД₂. Достоинства этого подъемного двигателя такие же, что и ТРДД₂: высокая экономичность и малые скорости истечения и, кроме того, обычный (горизонтальный) вход воздуха в двигатель без поворотов и малый размер по вертикали. Однако размеры вентилятора у него большие, что усложняет компоновку таких подъемных двигателей на самолете.

Силовые установки с агрегатами усиления тяги

Силовые установки с агрегатами усиления тяги — это такие, у которых для горизонтального полета и для вертикального взлета и посадки используется один и тот же двигатель, но на взлете и посадке применяются агрегаты усиления тяги — турбовентиляторные агрегаты и газовые эжекторы.

Следовательно, силовые установки для СВВП с агрегатами усиления тяги можно разделить на следующие две группы:

- на силовые установки с турбовентиляторными агрегатами (ТВА);

- на силовые установки с эжекторными агрегатами (ЭА).

В свою очередь каждая из этих групп подразделяется по типу применяемого двигателя. Так, силовые установки с турбовентиляторным агрегатом могут быть выполнены на основе ТРД, ТРДФ, ТВД, ТРДД и ТРДДФ, т. е. ТРД с ТВА, ТРДФ с ТВА и т. д. Причем каждый из этих двигателей может подавать газы на один или на несколько турбовентиляторных агрегатов.

У всех рассмотренных типов силовых установок вентилятор может приводиться в действие с помощью механического и газового приводов и турбопривода (рис. 3.23, *а, б, в*). Из-за больших потерь в системе с газовым приводом, чем у системы с турбоприводом, и большего веса системы с газовым приводом сумма веса силовой установки и расходуемого топлива для

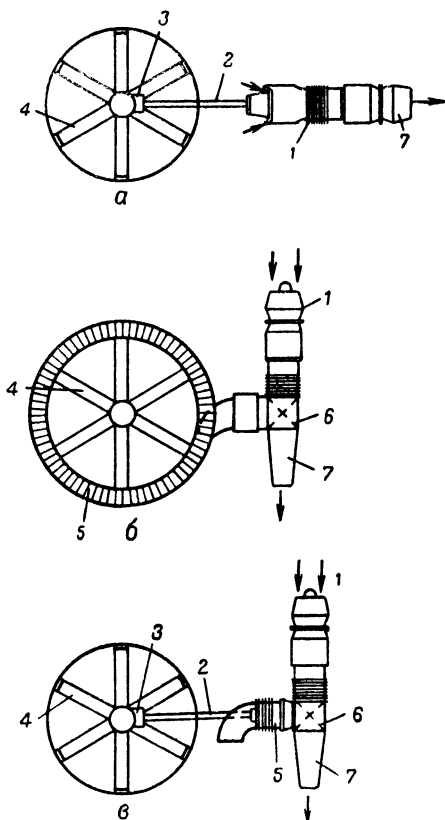


Рис. 3.23. Схемы привода турбовентиляторных агрегатов:

а — механический; *б* — газовый; *в* — турбопривод;
1 — двигатель; *2* — вал привода вентилятора;
3 — редуктор; *4* — вентилятор; *5* — турбина ТВА;
6 — заслонка поворота газового потока; *7* — выхлопное сопло

данного времени оказывается меньшей у системы с турбоприводом (примерно на 8—10%).

На рис. 3.24 показаны различные типы двигателей с турбовентиляторными агрегатами. Рассмотрим устройство и особенности работы этого типа силовых установок.

Конструктивная схема силовой установки СВВП, состоящая из ТРД и турбовентиляторного агрегата, при-

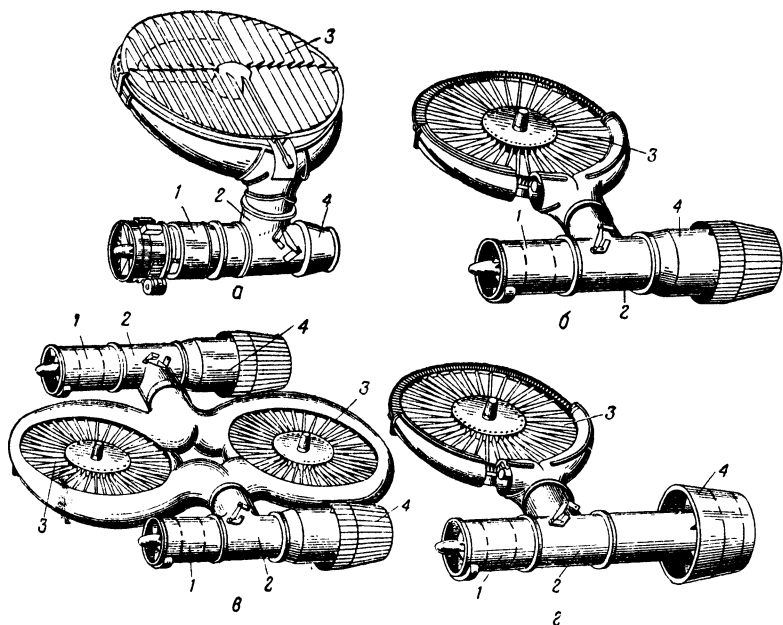


Рис. 3.24. Различные типы двигателей с ТВА:

а — ТРД с одним ТВА; *б* — ТРДФ с ТВА; *в* — два ТРДФ с двумя ТВА; *г* — ТРДД с ТВА; 1 — ТРД; 2 — корпус заслонки поворота газового потока; 3 — ТВА; 4 — выхлопное сопло

ведена на рис. 3.25. При вертикальном взлете или посадке самолета газы, выходящие из турбины, направляются заслонкой 2 в улитку турбины турбовентиляторного агрегата. Одновременно заслонка перекрывает путь газам в реактивное сопло. Из улитки газы проходят через сопловые и рабочие лопатки турбины 3 ТВА и вытекают вниз, создавая часть вертикальной тяги. Турбина приводит во вращение вентилятор 4, через который проходит большое количество воздуха с малой степенью повышения давления в нем. Вытекая из вентилятора вниз, воздух создает основную часть вертикальной тяги. Таким образом, вертикальная тяга силовой установки с турбовентиляторным агрегатом создается главным образом воздухом, отбрасываемым вниз вентилятором, и частично газами, вытекающими также вниз после турбины вентилятора. Для обеспечения перехода от вер-

тикального взлета к горизонтальному полету на выходе из ТВА устанавливаются лопатки, которые отклоняют поток воздуха и газов назад. При этом создается горизонтальная составляющая тяги.

По достижении скорости полета, на которой подъемная сила крыла будет равна весу самолета, заслонка

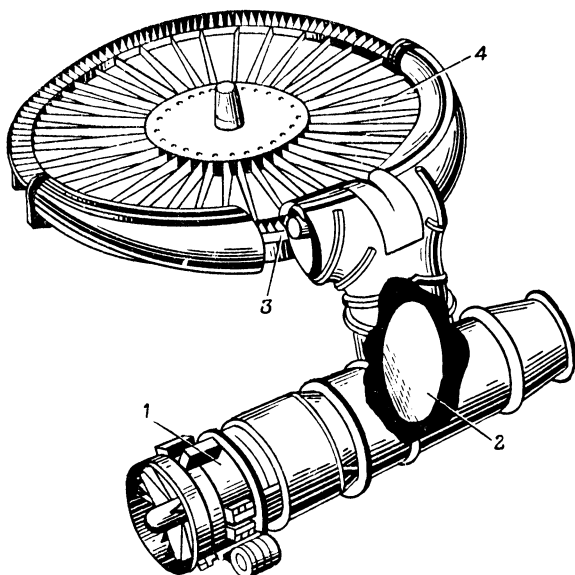


Рис. 3.25. Конструктивная схема ТРД с турбовентиляторным агрегатом:

1 — ТРД; 2 — заслонка; 3 — турбина ТВА; 4 — вентилятор ТВА

2 перекрывает путь газов в турбину ТВА. Газы направляются в реактивное сопло ТРД. Двигатель начинает работать, как обычный ТРД, создавая горизонтальную тягу, требуемую для полета.

Для представления о возможных характеристиках силовой установки СВВП, состоящей из одного ТРД и одного турбовентиляторного агрегата, приведем данные силовой установки на базе ТРД J.85. Ее вертикальная тяга равна 3370 кг, удельный расход топлива 0,34 кг/кг тяги · час, горизонтальная тяга 1170 кг, удельный рас-

ход топлива, соответствующий горизонтальной тяге, равен $0,98 \text{ кг/кг тяги} \cdot \text{час}$, диаметр вентилятора 1930 мм, вес силовой установки (включая вес двигателя, заслонки и ТВА) 520 кг. Удельный вес всей силовой установки по вертикальной тяге равен $0,155 \text{ кг/кг тяги}$.

На рис. 3.26 показана силовая установка Х353-5 американской фирмы Дженерал-электрик, состоящая из

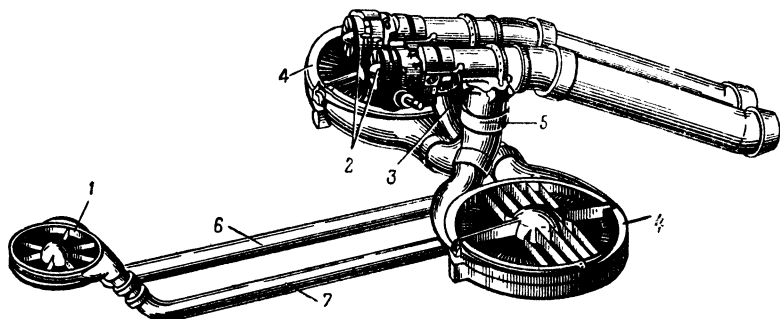


Рис. 3.26. Компоновка силовой установки Х353-5, состоящей из двух ТРД и трех ТВА:

1 — передний ТВА; 2 — ТРД, служащие для создания горизонтальной тяги и в качестве газогенераторов ТВА; 3 и 5 — трубопроводы подвода газов от ТРД к крыльевым ТВА; 4 — крыльевые ТВА; 6 и 7 — трубопроводы подвода газов от ТРД к переднему ТВА

двух ТРД и трех ТВА. Она установлена на экспериментальном СВВП XV-5А. Два ТВА, размещенные в крыле, служат для создания вертикальной тяги. ТВА, размещенный в передней части фюзеляжа, применяется для управления. Конструкция поворотных заслонок для направления потока газов в турбину ТВА или в реактивное сопло ТРД данной силовой установки приведена на рис. 3.27. В положении, показанном на рис. 3.27, б, нижняя заслонка перекрывает путь газов в реактивное сопло ТРД, а верхняя открывает путь газам к турбине ТВА. В положении, показанном на рис. 3.27 а, нижняя заслонка открывает путь газам в реактивное сопло, а верхняя — перекрывает путь газам в ТВА. На рис. 3.28 показан ротор ТВА силовой установки Х353-5.

Важное значение для эффективной работы силовой установки с турбовентиляторным агрегатом имеют малые утечки газов при закрытии заслонки, направляющей

газы в турбину ТВА, и малые потери давления газов при их повороте заслонками. Для данной конструкции поворотного устройства потери давления на поворот составляют 4—6%, а утечка — 1% расхода газа. Вес поворотного устройства, отнесенный к расходу газов через него, составляет 2—2,5 кг на 1 кг/сек.

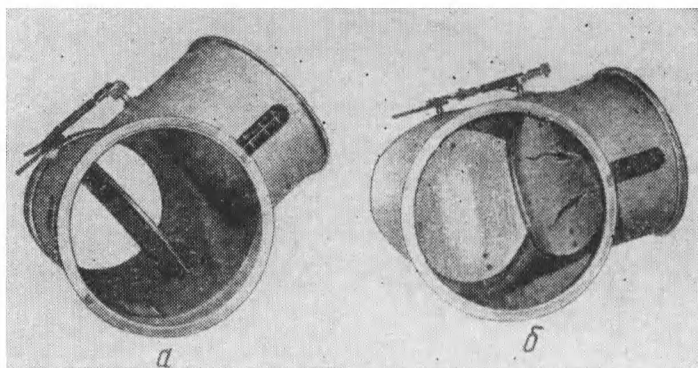


Рис. 3.27. Поворотные заслонки ТРД с ТВА:

а — газы поступают в сопло ТРД — создается горизонтальная тяга;
б — газы поступают в турбину ТВА — создается вертикальная тяга

Достоинствами силовой установки СВВП с турбовентиляторными агрегатами являются высокая экономичность, малые скорости истечения газоздушных струй, а также использование созданных или модифицированных ТРД или ТРДД в качестве генераторов газа для работы ТВА.

Силовые установки с эжекторными агрегатами усиления тяги отличаются друг от друга только типом маршевого двигателя, служащего газогенератором для работы газового эжектора. Эжектор, как и турбовентиляторный агрегат, служит для увеличения массы протекаемого воздуха в вертикальном направлении.

На рис. 3.29 приведена схема силовой установки, состоящей из двух ТРД и газового эжектора. На режиме вертикального взлета и посадки газы от двух ТРД 1 с помощью заслонок 8 направляются в трубы 5. По ним газ подводится к эжекторным соплам 2. Вытекая

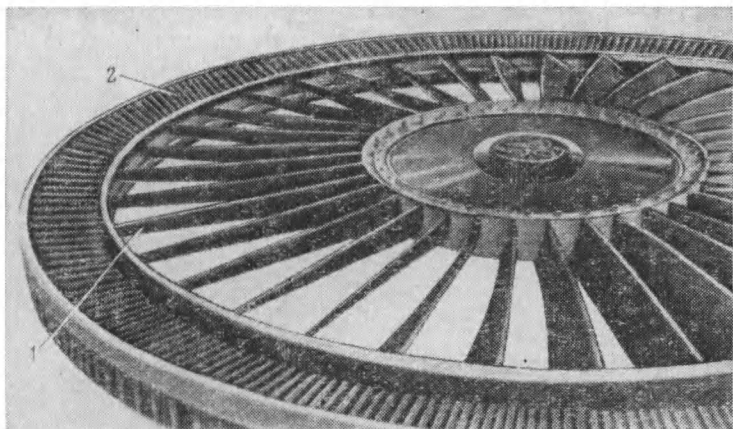


Рис. 3.28. Ротор турбовентиляторного агрегата:

1 — лопатки вентилятора; 2 — лопатки турбины

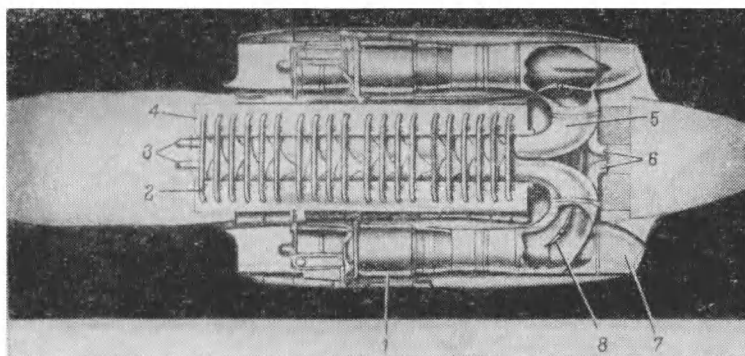


Рис. 3.29. Силовая установка с эжекторным агрегатом усиления тяги:

1 — ТРД; 2 — сопла истечения эжектирующего газа; 3 и 6 — трубы подачи газа к управляющим соплам; 4 — камера смешения; 5 — трубы подвода газа от ТРД к эжекторным соплам; 7 — выхлопные сопла ТРД; 8 — заслонка

из сопел, газы засасывают (эжектируют) воздух. Смесь газов и воздуха, вытекая вниз, создает вертикальную тягу. Газы вытекают через большое число сопел мелкими струями, в результате чего отношение длины камеры смешения 4 к диаметру струи в месте ее вытекания из сопла 2 получается большим. Это способствует

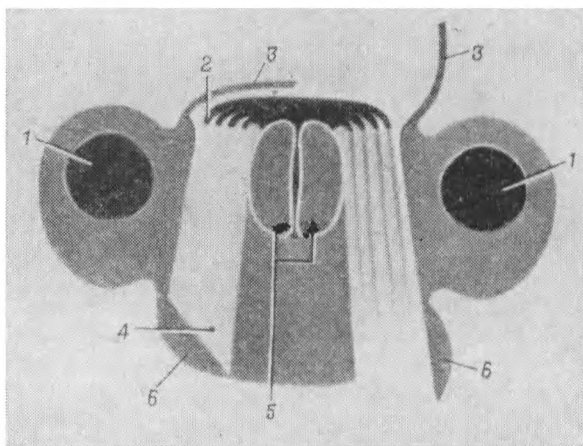


Рис. 3.30. Схема поперечного сечения силовой установки с эжекторным агрегатом:

1 — ТРД; 2 — сопла истечения эжектирующего газа; 3 и 6 — створки для закрытия и открытия эжекторного агрегата; 4 — камера смешения; 5 — трубы подвода газов от ТРД к эжекторным соплам

лучшей эффективности работы эжекторного агрегата. По трубам 3 и 6 небольшая часть газов направляется в управляющие сопла, служащие для управления и стабилизации самолета на режимах вертикального взлета и посадки. На рис. 3.30 показано поперечное сечение этой установки. На правой части рисунка агрегат показан в рабочем положении (створки 3 и 6 открыты), на левой части — в неработающем положении (створки 3 и 6 закрыты).

Достоинствами силовых установок СВВП с эжекторным агрегатом усиления тяги являются малые скорости истечения газовой струи и простота конструкции (у них нет движущихся элементов). Недостатками их

являются большие размеры эжекторных агрегатов и большие массы истекаемого воздуха с малыми скоростями. Последнее затрудняет разгон самолета до скоростей, на которых аэродинамические силы становятся достаточными для управляемого полета.

В табл. 3.4 приведены возможные типы силовых установок с агрегатами усиления тяги.

Таблица 3.4

**Возможные типы силовых установок
с агрегатами усиления тяги**

Типы силовых установок с агрегатами усиления тяги	Типы двигателей				
С турбовентиляторным агрегатом (ТВА)	ТРД _с ТВА	ТРДФ _с ТВА	ТРДД _с ТВА	ТРДДФ _с ТВА	ТВД _с ТВА
С эжекторным агрегатом (ЭА)	ТРД _с ЭА	ТРДФ _с ЭА	ТРДД _с ЭА	ТРДДФ _с ЭА	—

СВВП могут быть также снабжены комбинированными силовыми установками, состоящими из двигателей с агрегатами усиления тяги и подъемными двигателями разных типов, или из двигателей с агрегатами усиления тяги и вспомогательными двигателями, создающими горизонтальную тягу для улучшения разгона и получения требуемых летных характеристик. Возможные их схемы приведены во второй главе при рассмотрении СВВП с этими силовыми установками.

ГЛАВА 4

УСТРОЙСТВА УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Как уже указывалось, самолеты вертикального взлета и посадки не могут управляться с помощью аэродинамических сил на режимах взлета, посадки и висения, так как поступательная скорость в этом случае отсутствует или слишком мала. Необходимо было найти новый принцип управления и стабилизации. В результате больших исследований эта задача была решена путем применения специальных управляющих устройств. В качестве энергетических средств для работы указанных устройств применяются силовая установка или автономные газогенераторы.

Классификация и общая характеристика управляющих устройств

По принципу работы управляющие устройства СВВП, работающие от энергетических средств, можно разделить на пять классов:

- управляющие устройства с отбором рабочего тела от силовой установки для работы управляющих сопел;
- управляющие устройства, работающие от автономного газогенератора, снабжающего сжатым воздухом или газами управляющие сопла;
- управляющие устройства с рассогласованием величины тяги подъемных двигателей; такие устройства называются также устройствами с модуляцией тяги; подъемные двигатели к требуемой величине вертикальной тяги создают небольшую дополнительную переменную величину тяги для управления и стабилизации СВВП; в течение всего времени взлета и посадки вели-

чина этой дополнительной тяги непрерывно изменяется (колеблется) от нуля до максимального значения и «накладывается» (модулируется) на среднюю величину вертикальной тяги;

— управляющие устройства с отклонением вектора тяги для создания управляющих усилий;

— комбинированные управляющие устройства (комбинации из предыдущих четырех типов).

В горизонтальном полете применяются обычные системы управления самолетов, которые здесь не рассматриваются.

Управляющие устройства с отбором рабочего тела от силовой установки делятся на устройства с отбором сжатого воздуха за компрессором и с отбором газов за турбиной двигателя. Для создания управляющих усилий в них применяются небольшие реактивные сопла, расположенные на концах крыла, в передней и задней частях фюзеляжа (или только в передней части фюзеляжа). Усилия, создаваемые соплами, сравнительно невелики, но так как они прилагаются на относительно больших расстояниях от центра тяжести самолета, то моменты от них значительны. Эти моменты и обеспечивают требуемую интенсивность поворотов или компенсацию возникающих моментов на взлете, посадке, висении и переходных режимах полета СВВП.

На рис. 4.1 показана компоновочная схема управления СВВП с помощью аэродинамических поверхностей 2, 3, 5 и реактивных сопел 1, 4, 8. Силовая установка самолета состоит из четырех подъемных турбореактивных двигателей 7 и одного маршевого двигателя 6. Сжатый воздух на управление и стабилизацию СВВП отбирается за компрессорами подъемных двигателей. Воздух подается в общий трубопровод и от него направляется к управляющим соплам 1, 4 и 8, которые закреплены на шарнирах и соединены тягами с соответствующими рычагами, находящимися в кабине. Действуя рычагами, летчик отклоняет управляющие сопла для получения требуемого усилия по величине и направлению.

В зависимости от типа самолета и его тяговооруженности воздух отбирается на управление самолетом в количестве 6—13% от величины расхода его через дви-

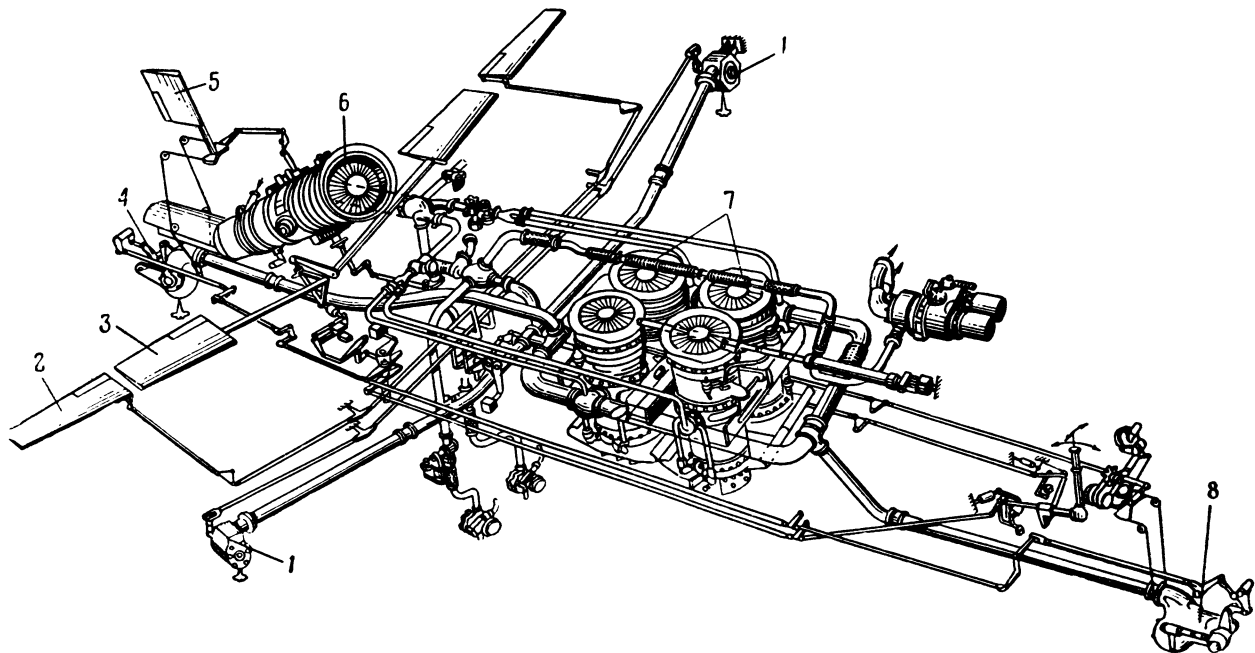


Рис. 4.1. Компоновочная схема системы управления СВВП:

1. 4 и 8 — управляющие сопла; 2 — элероны; 3 — рули высоты; 5 — руль направления; 6 — маршевый двигатель;
7 — подъемные ТРД

гатели. Понятно, что отбор воздуха за компрессором двигателя оказывает влияние на его основные данные: тяга падает, а экономичность ухудшается. При отборе воздуха тяга силовой установки падает по двум причинам: из-за уменьшения количества газов, участвующих в создании вертикальной тяги, на величину отбираемого воздуха в управляющие сопла и из-за увеличения степени расширения в турбине двигателя для обеспечения баланса мощностей турбины и компрессора, вследствие чего степень расширения газов в сопле, а значит, и скорость истечения из сопла и тяга двигателя уменьшаются. Удельный расход топлива при отборе воздуха на управление самолетом по тем же причинам возрастает.

На режимах работы двигателя с отбором воздуха за компрессором, как и на других установившихся режимах, мощность турбины равна мощности компрессора, г. е.

$$L_{\text{котб}} G_{\text{котб}} = L_{\text{тотб}} G_{\text{тотб}}. \quad (4.1)$$

Здесь параметры с индексом «отб» соответствуют новым значениям работ и расхода для условий работы двигателя при отборе воздуха за компрессором. Отбор воздуха производится на максимальном режиме, где характеристика компрессора (зависимость степени сжатия от расхода воздуха при постоянных оборотах) имеет вид вертикальной линии. Это значит, что изменение положения рабочей точки на этой линии, вызванное отбором воздуха за компрессором, практически не приводит к изменению расхода воздуха через компрессор. В связи с данным обстоятельством будем считать, что расход воздуха через компрессор до отбора равен расходу воздуха через компрессор после отбора $G_{\text{к}} = G_{\text{котб}}$. Расход же воздуха через камеру сгорания и турбину при отборе меньше на величину отбираемого воздуха. С учетом этого расход газов через турбину двигателя на режиме отбора можно записать в виде

$$G_{\text{тотб}} = G_{\text{к}} - G_{\text{отбв}} + G_{\text{тсек}}. \quad (4.2)$$

Подставив значение $G_{\text{тотб}}$ в уравнение (4.1) и производя преобразования, получим

$$L_{\text{котб}} = L_{\text{тотб}} (1 - \bar{G}_{\text{отбв}}) (1 + q_{\text{тотб}}), \quad (4.3)$$

где $\bar{G}_{отбв}$ — отношение величины отбираемого воздуха за компрессором к расходу воздуха через компрессор двигателя;

$q_{тоб}$ — отношение секундного расхода топлива к расходу воздуха через компрессор (оба при отборе).

Считаем, что приведенный расход газа через турбину двигателя при отборе и без отбора является постоянной величиной, т. е.

$$\frac{1}{f_{с.а}} \cdot \frac{G_r \sqrt{T_3^*}}{p_3^*} = \text{const}, \quad (4.4)$$

где $f_{с.а}$ — площадь соплового аппарата турбины;

T_3^* — температура газов перед турбиной;

p_3^* — давление газа перед турбиной.

Принимая, что отношение полного давления газов на входе в турбину к полному давлению воздуха за компрессором есть величина постоянная, будем иметь

$$\begin{aligned} & \frac{1}{f_{с.а}} \cdot \frac{G_k (1 + q_r) \sqrt{T_3^*}}{p_2^*} = \\ &= \frac{1}{f_{с.а_{отб}}} \cdot \frac{(G_k - G_{отбв} + G_r) \sqrt{T_{3отб}^*}}{p_{2отб}^*}. \end{aligned} \quad (4.5)$$

Умножив обе части равенства (4.5) на p_1^* и произведя необходимые преобразования, получим зависимость степени повышения давления в компрессоре при отборе воздуха от исходных параметров двигателя и величины отбора воздуха

$$\pi_{котб}^* = \pi_k^* (1 - \bar{G}_{отбв}) \frac{1 + q_{тоб}}{1 + q_r} \cdot \sqrt{\frac{T_{3отб}^*}{T_3^*}} \cdot \frac{f_{с.а}}{f_{с.а_{отб}}}. \quad (4.6)$$

С помощью этого уравнения можно произвести расчет основных данных двигателей СВВП на режимах создания вертикальной тяги при отборе воздуха на управление самолетом. В данном случае $q_{тоб}$ определяется по

соответствующим таблицам (см., например, [6] *), а $T_{3_{отб}}^*$ — задается.

Схема работы управляющего устройства при отборе газов после турбины практически такая же, как и при отборе сжатого воздуха за компрессором двигателя. Отличие состоит лишь в том, что газы имеют более высокую температуру и меньшую плотность, а это требует подбора соответствующих материалов и размеров трубопроводов.

При отборе газа за турбиной можно подобрать сечения выхлопных сопел или сопел турбины ТВА таким образом, что режим работы газотурбинной части двигателя не изменится, а только уменьшится расход газа, участвующий в создании тяги или мощности турбины ТВА. В отличие от отбора воздуха за компрессором величину отбора газов за турбиной обозначим $G_{отб,г}$. Тогда расход газа, участвующий в создании тяги или мощности турбины ТВА, будет

$$G_{г_{отб}} = G_{г} (1 - \bar{G}_{отб,г}), \quad (4.7)$$

где $\bar{G}_{отб,г}$ — отношение отбираемого расхода газа за турбиной к величине расхода газа до отбора.

При различных величинах отбираемого газа на управление СВВП параметры рабочего процесса двигателей при указанном условии не изменяются.

Управляющие устройства, работающие от автономного газогенератора. По принципу работы и по конструкции они не отличаются от устройств с отбором воздуха за компрессором или газов за турбиной двигателя. Эти устройства также имеют управляющие сопла, расположенные на концах крыла в передней и задней частях фюзеляжа (или только в передней части фюзеляжа). Главное отличие данного типа управляющих устройств от устройств с отбором рабочего тела состоит в источнике сжатого воздуха или газов, которым служит специальный газогенератор. Этот газогенератор не связан с работой силовой установки СВВП, поэтому снабжение рабочим телом управляющих сопел не оказывает влияния на основные данные силовых установок СВВП. Достоинством управляющих

* В дальнейшем по тексту книги цифры в квадратных скобках будут означать порядковый номер использованного автором труда.

устройств, включающих специальный газогенератор, является автономность действия. Даже если по каким-либо причинам отказал двигатель СВВП (особенно если применена единая силовая установка из одного двигателя), управляющее устройство продолжает работать, что весьма важно для обеспечения безопасности полета СВВП.

Управляющие устройства с рассогласованием величины тяги подъемных двигателей (модуляцией тяги) не имеют управляющих сопел и трубопроводов подачи рабочего тела к ним. Управляющие усилия создаются увеличением или уменьшением величины тяги этих двигателей. Например, если подъемные двигатели расположены в двух гондолах на концах крыла, то изменением режима работы одного, нескольких или всей группы двигателей, расположенных в гондоле, могут быть созданы управляющие усилия и управляющие (или стабилизирующие) моменты вокруг продольной оси СВВП. Применение этого типа управляющих устройств также связано с потерями вертикальной тяги. Это вызвано тем, что для возможности получения управляющих усилий от подъемных двигателей приходится снижать тягу подъемных двигателей ниже максимальной. Например, если мы хотим получить управляющее усилие 10% максимальной тяги, подъемные двигатели должны работать на таком режиме, чтобы при необходимости можно было увеличить или уменьшить тягу одной из групп двигателей на 10% или уменьшить тягу одной группы на 5%, а другой (противоположной) увеличить на 5%. В первом случае подъемные двигатели должны работать на режиме, при котором их тяга на 10% ниже максимальной, а во втором — на 5%. Это значит, что мы не используем полностью возможности двигателей.

Более эффективным методом создания управляющих усилий подъемными двигателями является метод, при котором все подъемные двигатели работают на максимальном режиме. В случае необходимости периодически уменьшается тяга одной из групп двигателей при сохранении режима другой.

Такие управляющие устройства могут быть применены на СВВП с составными силовыми установками из маршевых (или подъемно-маршевых) и подъемных двигателей разного типа и на СВВП с силовыми установ-

ками с турбовентиляторными агрегатами усиления тяги, скомпонованными таким образом, что при изменении тяги подъемных двигателей (одного, одной группы) или подъемных ТВА возникали бы моменты вокруг центра тяжести СВВП.

К подъемным двигателям и ТВА при использовании их для создания управляющих и стабилизирующих усилий предъявляются высокие требования по времени получения максимальных значений усилий (приемистости). Поскольку располагаемое время на парирование моментов у СВВП чрезвычайно мало, должно быть очень малым и время изменения величины тяги от нулевого значения управляющих усилий до максимального.

Изменение режима работы подъемных двигателей и ТВА может быть осуществлено изменением их числа оборотов или площади сечения выхлопных устройств при постоянных оборотах. С точки зрения быстродействия последний метод более предпочтителен. Однако он связан с увеличением веса вследствие установки устройств изменения площади сечения выхлопных систем. Его целесообразно применять в тех случаях, когда изменение площади сечения выхлопных систем предусматривается для других целей, например для отклонения потока воздуха и газов поворотными лопатками на выходе из ТВА, чтобы получить горизонтальную составляющую тягу, необходимую для разгона СВВП.

Управляющие устройства с отклонением вектора тяги могут быть подразделены на устройства с отклонением выходящих газов поворотными лопатками, поворотными соплами и с отклонением двигателей. В качестве устройств отклонения газов на выходе из подъемных, подъемно-маршевых двигателей и турбовентиляторных агрегатов усиления тяги могут применяться отклоняющие решетки с поворотными лопатками и поворотные сопла. Эти устройства имеют большое быстродействие. Они не требуют изменения режима работы двигателя по оборотам. Поворот двигателя для отклонения вектора тяги с целью создания управляющих усилий сложнее в конструктивном отношении. Быстродействие здесь хуже, чем у устройств с поворотными лопатками.

Не каждый тип управляющих устройств обеспечивает создание усилий для управления и стабилизации отно-

сительно всех трех осей. Только управляющие устройства с управляющими соплами (первые два типа) могут создавать усилия для управления и стабилизации СВВП вокруг продольной, поперечной и вертикальной осей. Управляющие устройства с рассогласованием тяги (модуляцией) в зависимости от компоновки на самолете могут обеспечить создание управляющих усилий для управления и стабилизации относительно продольной оси (если подъемные двигатели расположены двумя группами в гондолах на крыле самолета) или относительно поперечной оси (если подъемные двигатели расположены в фюзеляже спереди и сзади центра тяжести СВВП). Управляющие устройства с отклонением вектора тяги, как правило, применяются для создания усилий для управления и стабилизации относительно вертикальной оси СВВП. В связи с этим в зависимости от типа силовой установки и ее компоновки на СВВП целесообразно применять комбинированные управляющие устройства, состоящие из элементов рассмотренных типов устройств.

Комбинированные управляющие устройства могут иметь много различных вариантов в зависимости от применения в них устройств управления и стабилизации вокруг продольной, поперечной и вертикальной осей СВВП (табл. 4.1).

Не все из приведенных схем равноценны по обеспечению управления и стабилизации СВВП на взлете и посадке, висении и переходных режимах полета. Их применение во многом зависит от типа силовой установки и ее компоновки на СВВП, от величины требуемых управляющих усилий, т. е. от типа самолета с вертикальным взлетом и посадкой. Например, на СВВП с единой силовой установкой из одного двигателя, расположенного в центре тяжести самолета, могут применяться управляющие устройства с соплами, работающими на сжатом воздухе, отбираемом за компрессором двигателя или подаваемом от специального автономного газогенератора, или на газах, отбираемых за турбиной двигателей силовой установки, или от специального автономного газогенератора. Другие устройства не могут быть применены ввиду того, что нет агрегатов, которые могли бы создавать управляющие усилия. Если единая силовая установка СВВП состоит из двух дви-

Таблица 4.1

Варианты комбинированных управляющих устройств

№ схемы	Устройства управления и стабилизации по осям		
	продольной	поперечной	вертикальной
1	Сопла	Сопла	Сопла
2	Модуляция	Сопла	Сопла
3	Сопла	Модуляция	Сопла
4	Модуляция	Модуляция	Сопла
5	Сопла	Сопла	Отклоняющие устройства
6	Отклоняющие устрой- ства	Сопла	Отклоняющие устройства
7	Сопла	Отклоняющие ройства	уст- Отклоняющие устройства
8	Модуляция	Модуляция	Отклоняющие устройства
9	Модуляция	Сопла	Отклоняющие устройства
10	Сопла	Модуляция	Отклоняющие устройства
11	Модуляция	Отклоняющие ройства	уст- Отклоняющие устройства
12	Отклоняющие устрой- ства	Модуляция	Отклоняющие устройства
13	Модуляция	Отклоняющие ройства	уст- Сопла
14	Отклоняющие устрой- ства	Модуляция	Сопла
15	Сопла	Отклоняющие ройства	уст- Сопла
16	Отклоняющие устрой- ства	Сопла	Сопла

гателей с поворотными соплами, то может быть применено комбинированное устройство схемы 2, т. е. с соплами для управления и стабилизации вокруг поперечной и вертикальной осей и с модуляцией тяги для управления и стабилизации СВВП вокруг продольной оси.

На СВВП с составной силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей, когда подъемные двигатели расположены в центре тяжести самолета (истребитель-бомбардировщик), также целесообразно применение управляющих устройств с соплами. Если же СВВП (типа истребитель-бомбардировщик) снабжен составной силовой установкой из подъемно-маршевых и подъемных двигателей, то могут быть применены первая, третья, пятая и десятая схемы управляющих устройств.

На военно-транспортных СВВП с составными силовыми установками могут быть использованы схемы 1, 2, 4, 5, 8 и 9 управляющих устройств. На СВВП с турбовентиляторными агрегатами усиления тяги в зависимости от компоновки ТВА могут быть применены схемы

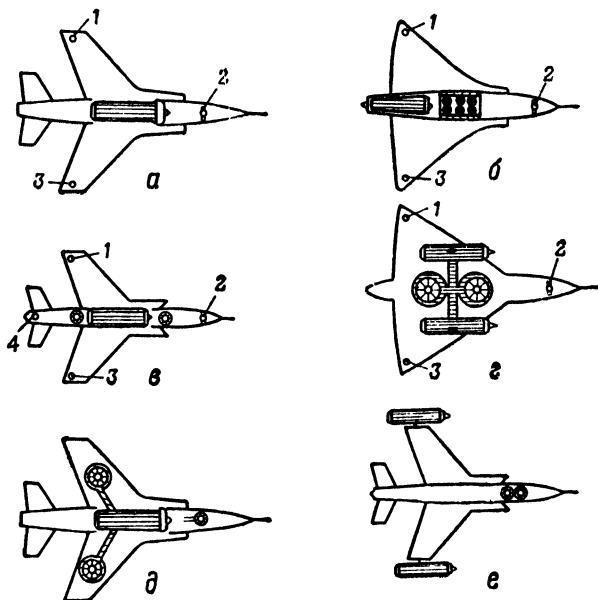


Рис. 4.2. Схемы компоновки управляющих устройств легких СВВП с разными типами силовых установок:

а — с одним подъемно-маршевым двигателем; б — с шестью подъемными двигателями и одним маршевым двигателем; в — с одним подъемно-маршевым двигателем и двумя подъемными двигателями; г — с двумя маршевыми двигателями и двумя ТВА в фюзеляже; д — с одним маршевым двигателем и тремя ТВА, расположенными в виде треугольника; е — с подъемными и поворотными двигателями; 1, 2, 3 и 4 — управляющие сопла

1, 2, 3, 4, 5, 8, 9 и 12 управляющих устройств. Например, при компоновке двух ТВА в фюзеляже применимы схемы 1 и 3, при компоновке двух ТВА в крыле и одного в передней части фюзеляжа — схемы 1, 3, 4 и 12 и т. д.

На рис. 4.2 приведены схемы компоновки управляющих устройств легких СВВП (истребителей-бомбардировщиков, разведывательных и др.) с разными типами силовых установок.

На СВВП с одним подъемно-маршевым двигателем (рис. 4.2, а) для управления относительно всех трех осей может быть применена система управляющих сопел. Они могут работать на сжатом воздухе, подаваемом от двигателей или автономного газогенератора, или на выхлопных газах двигателей. На СВВП с составной силовой установкой из шести подъемных и одного маршевого двигателя (рис. 4.2, б) при расположении подъемных двигателей в центре тяжести СВВП для управления могут быть также использованы управляющие сопла. На СВВП с одним подъемно-маршевым и двумя подъемными двигателями, располагаемыми в фюзеляже на сравнительно большом расстоянии от центра тяжести самолета (рис. 4.2, в), можно применить управляющие сопла для создания управляющих моментов относительно трех осей, но можно использовать и комбинированную систему управления: относительно продольной оси — управляющими соплами, относительно поперечной — рассогласованием по тяге переднего и заднего подъемных двигателей и относительно вертикальной — отклонением вектора тяги подъемных двигателей.

Если на СВВП установлена силовая установка из двух ТРД и двух ТВА, как показано на рис. 4.2, г, система управления может включать управляющие сопла для управления по всем трем осям или может быть применена комбинированная система: с управлением соплами относительно продольной и вертикальной осей и лопатками жалюзи на выходе из ТВА для управления относительно поперечной оси.

При компоновке двух ТВА в крыле и одного управляющего ТВА в передней части фюзеляжа (рис. 4.2, д) управление по всем трем осям может быть осуществлено: относительно продольной оси — путем увеличения тяги одного из крыльевых ТВА и уменьшения тяги другого (либо только уменьшения тяги одного из них), изменением площади сечения выхода соответствующей установкой лопаток жалюзи, относительно поперечной оси — изменением тяги ТВА, установленного в передней части фюзеляжа, и относительно вертикальной оси — отклонением вектора тяги одного крылевого ТВА вперед, а другого назад поворотом лопаток жалюзи в разные стороны.

При применении составной силовой установки из поворотных двигателей, размещенных на концах крыла,

и подъемных двигателей, расположенных впереди центра тяжести СВВП (рис. 4.2, е), также можно обеспечить управление самолетом без использования управляющих сопел. Управление относительно продольной оси может быть осуществлено в этом случае дифференциальным изменением режима работы (модуляцией) двигателей, установленных на концах крыла, относительно поперечной оси — дифференциальным изменением режима ра-

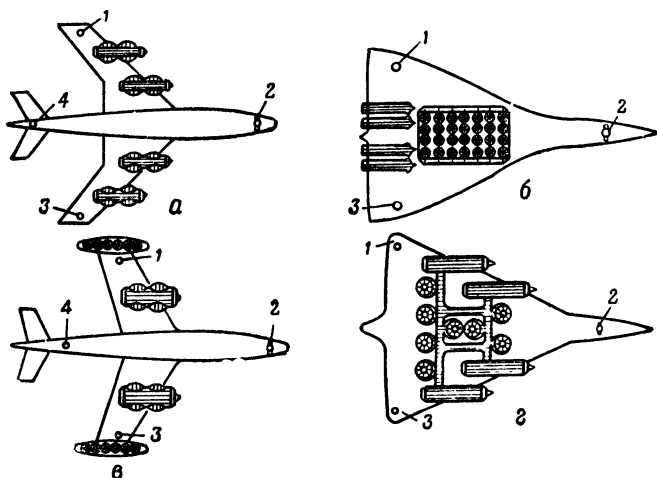


Рис. 4.3. Схемы компоновки управляющих устройств транспортных СВВП с разными типами силовых установок:

а — из четырех подъемно-маршевых двигателей; 1, 2, 3 и 4 — управляющие сопла; *б* — из четырех маршевых и двадцати восьми подъемных двигателей; *в* — из двух подъемно-маршевых и двух групп подъемных, расположенных на концах крыла; *г* — из четырех маршевых двигателей и восьми турбовентиляторных агрегатов

боты подъемных двигателей (модуляцией тяги подъемных двигателей) и относительно вертикальной оси — незначительным дифференциальным отклонением в узлах поворота двигателей, размещенных на концах крыла.

На рис. 4.3 приведены схемы компоновки управляющих устройств транспортных СВВП с разными типами силовых установок.

У СВВП с силовой установкой из четырех подъемно-маршевых двигателей (рис. 4.3, а) для управления по всем трем осям могут использоваться управляющие сопла. Рассогласование тяги подъемно-маршевых двигате-

лей для такой схемы хотя было бы и возможным исходя из компоновки, но, учитывая большие тяги в одном агрегате и в результате плохую приемистость таких двигателей, может оказаться неприемлемым из-за медленной реакции системы на внешние возмущения.

Для СВВП с составной силовой установкой с маршевыми двигателями и большим числом подъемных двигателей (рис. 4.3, б) может быть применена система управления с соплами либо комбинированная система с соплами для управления относительно продольной и вертикальной осей и с рассогласованием тяги подъемных двигателей относительно поперечной оси.

У СВВП с составной силовой установкой из двух подъемно-маршевых двигателей и двух групп подъемных двигателей, расположенных в гондолах на концах крыла (рис. 4.3, в), управление может быть осуществлено соплами относительно поперечной оси, рассогласованием тяги относительно продольной и отклонением вектора тяги подъемных двигателей относительно вертикальной оси.

Наконец, при такой компоновке на СВВП турбореактивных двигателей и турбовентиляторных агрегатов, как это показано на рис. 4.3, г, управление относительно продольной оси может быть осуществлено рассогласованием тяги ТВА, расположенных слева и справа от продольной оси СВВП, относительно поперечной оси — изменением тяги передних и задних ТВА путем изменения площади выхода из ТВА с помощью лопаток жалюзи, а относительно вертикальной оси — управляющими соплами.

Управляющие усилия и их влияние на основные данные силовых установок СВВП

Угловое ускорение, сообщаемое СВВП относительно оси (продольной, поперечной, вертикальной) в результате действия управляющего усилия, равно

$$\varepsilon = \frac{P_{\text{упр}} l}{I}, \quad (4.8)$$

где $P_{\text{упр}}$ — управляющее усилие;

l — расстояние от точки приложения управляющего усилия до центра тяжести СВВП;

I — момент инерции СВВП относительно оси.

Из этой формулы легко получить зависимость управляющего усилия на 1 кг/сек расхода воздуха через силовую установку:

$$\frac{P_{\text{упр}}}{G_{\text{в}}} = \frac{P_{\text{уд}}}{v} \cdot \frac{\epsilon}{G_0} \cdot \frac{l}{l}, \quad (4.9)$$

где $P_{\text{уд}}$ — удельная тяга примененных двигателей;

v — тяговооруженность СВВП;

G_0 — вес самолета.

Уравнение (4.9) позволяет для заданных значений угловых ускорений СВВП (ϵ) и данных параметров самолета и двигателей силовой установки получить требуемые значения управляющих усилий с 1 кг/сек расхода воздуха через двигатели силовой установки, а по ним — необходимые отбор воздуха или газа, изменение режима работы подъемных агрегатов и углы поворота лопаток отклоняющих устройств.

Момент инерции зависит от веса самолета. Геометрические размеры — длина фюзеляжа и размах крыла также зависят от веса самолета. Поэтому для заданных требуемых значений угловых ускорений относительно трех осей СВВП требуемые значения управляющих усилий с 1 кг/сек воздуха будут зависеть главным образом от веса СВВП (рис. 4.4). Величина удельной тяги и тяговооруженности практически не меняется для данного назначения СВВП и типа принятой силовой установки. С увеличением веса требуемые управляющие усилия вначале растут интенсивно, а затем при значительном увеличении веса сравнительно мало. С увеличением требуемого ускорения, как и следовало ожидать, управляющие усилия пропорционально возрастают.

Рассмотрим, какие же управляющие усилия можно получить, применив то или иное управляющее устройство.

На рис. 4.5, а приведены графики зависимости удельной тяги управляющих сопел, т. е. тяги, создаваемой при истечении из сопел 1 кг/сек воздуха, от величины отбора воздуха за компрессором двигателя при разных значениях степени повышения давления воздуха в компрессоре (от 4 до 12). С увеличением отбора воздуха за компрессором для всех значений степени повышения давления π_k^* удельная тяга падает. Это вызвано умень-

шением степени повышения давления воздуха в компрессоре с увеличением отбора воздуха и вследствие этого уменьшением степени расширения воздуха в управляющих соплах. При определении удельной тяги управляющих сопел для построения графиков принима-

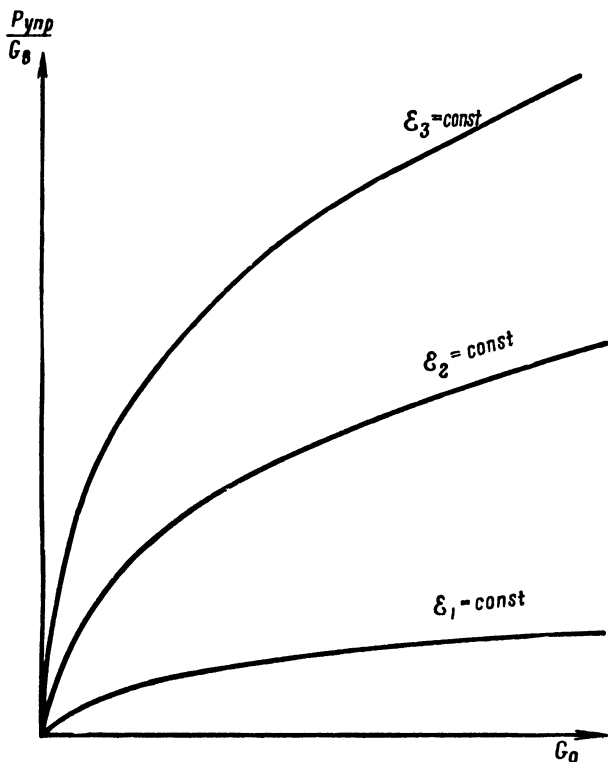


Рис. 4.4. Характер зависимости управляющих усилий с 1 кг/сек воздуха, проходящего через двигатель, от взлетного веса СВВП для разных постоянных угловых ускорений

лось, что в соплах происходит полное расширение воздуха при коэффициенте скорости сопел, равном 0,93. Температура газов перед турбиной с отбором и без отбора бралась одинаковой. Потери полного давления в трубопроводах, по которым подводится сжатый воздух от источника к управляющим соплам, принимались

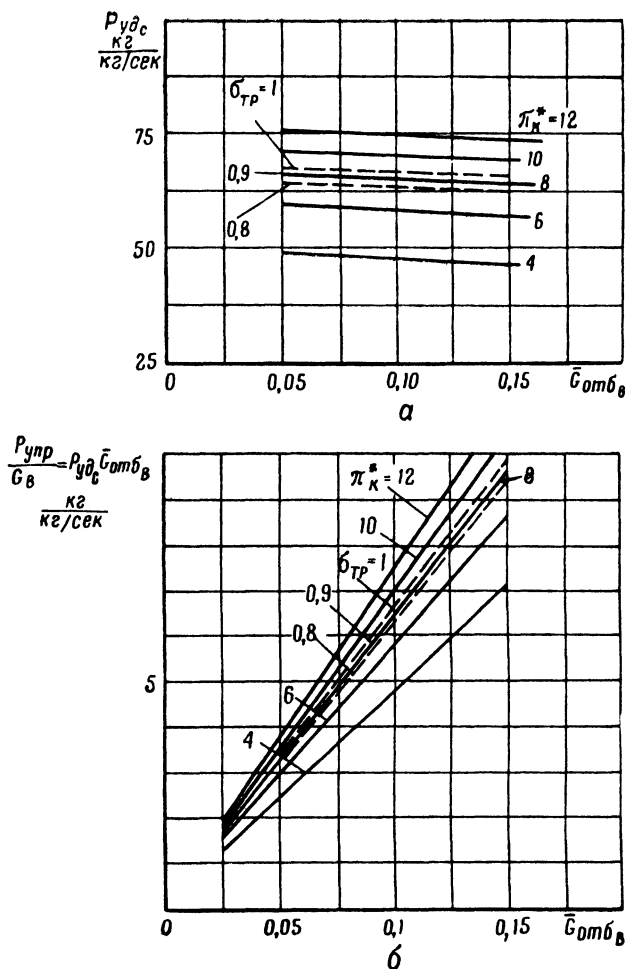


Рис. 4.5. Удельные тяги и усилия управляющих сопел для разных значений отбора воздуха:
 a — удельные тяги; b — управляющие усилия с 1 кг/сек воздуха двигателя

одинаковыми для всех значений π_k^* и равными $\sigma_{тр}=0,9$. Такая величина потерь в подводящих трубопроводах вполне допустима ввиду того, что влияние потерь полного давления в трубопроводах на удельную тягу управляющих сопел сравнительно небольшое. Расчеты показывают, что один процент потерь полного давления воздуха в трубопроводах вызывает уменьшение удельной тяги примерно на 0,2—0,25%.

Величины управляющих усилий с увеличением отбора воздуха за компрессором возрастают, но не пропорционально отбору, а в меньшей мере, поскольку с увеличением $\bar{G}_{отб}$ падает удельная тяга управляющих сопел (рис. 4.5, б). С ростом степени повышения давления в компрессоре величины управляющих усилий увеличиваются сначала интенсивно в диапазоне $\pi_k^*=4-6$, а затем более слабо.

На рис. 4.6 приведены такие же зависимости, что и на рис. 4.5, но только для управляющих сопел, работающих на выхлопных газах, отбираемых за турбиной двигателя. В этом случае удельная тяга управляющих сопел с увеличением степени повышения давления воздуха в компрессоре растет менее интенсивно, чем при отборе воздуха. Особенно малая интенсивность роста наблюдается при увеличении π_k^* от 8 до 12.

Представляет интерес сравнить по величинам удельных тяг управляющие сопла, работающие на сжатом воздухе, отобранном за компрессором, и на выхлопных газах, отобранных за турбиной двигателя. На рис. 4.7 показаны зависимости удельных тяг управляющих сопел, работающих на сжатом воздухе и выхлопных газах, от степени повышения давления воздуха в компрессоре двигателя. Графики построены для двух значений отбора воздуха и газов — $\bar{G}_{отб}=0,05$ и $\bar{G}_{отб}=0,1$. При $\pi_k^*=8-9$ удельные тяги управляющих сопел практически равны. Когда $\pi_k^*<8$, удельная тяга управляющих сопел на выхлопных газах выше удельной тяги управляющих сопел на сжатом воздухе. Это особенно заметно при малых значениях степени повышения давления воздуха в компрессоре ($\pi_k^*=4$). В данном случае удельная тяга управляющих сопел на выхлопных газах на 22—24% выше удельной тяги этих сопел на сжатом воздухе. При

$\pi_k^* > 8-9$ имеем обратную картину. В частности, при $\pi_k^* = 12$ удельная тяга управляющих сопел на сжатом воздухе на 11—13% выше, чем удельная тяга сопел на выхлопных газах.

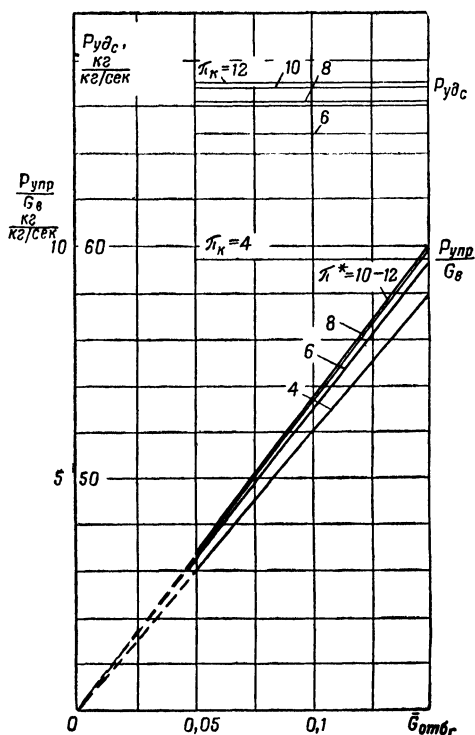


Рис. 4.6. Удельная тяга и усилие с 1 $кг/сек$ расхода воздуха при разных значениях отбора газов

Из изложенного следует, что при малых значениях степени повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_k^* = 4-6$ целесообразно применять управляющие сопла, работающие на выхлопных газах, отбираемых за турбиной двигателя, так как при этом их удельная тяга значительно возрастает. Однако вследствие трудностей осуществления подвода горячих газов к управляющим соплам устройства, работающие на выхлопных газах, вы-

годно применять, когда управляющие сопла располагаются в непосредственной близости от двигателей.

При больших степенях повышения давления воздуха в компрессоре ($\pi_k^* = 10-12$) целесообразно использовать управляющие сопла на сжатом воздухе, так как у них удельная тяга значительно выше, чем у сопел на выхлопных газах.

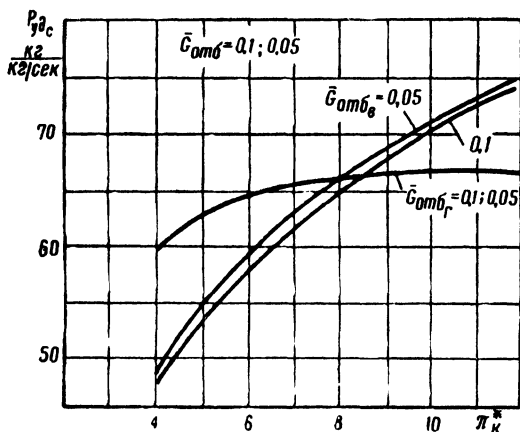


Рис. 4.7. Зависимости удельных тяг управляющих сопел, работающих на сжатом воздухе и на выхлопных газах, от степени повышения давления воздуха в компрессоре двигателя

Приведенные графики величин удельных тяг и управляющих усилий с 1 кг/сек расхода воздуха через двигатель справедливы как для ТРД, так и для ТРДД и ТРД с ТВА (при отборе газов до турбины вентилятора). При этом следует учитывать, что для разных двигателей в разной степени падает тяга при одинаковых величинах $\bar{G}_{отб}$.

Рассмотрим, как же влияет отбор воздуха за компрессором и газа за турбиной для управляющих сопел на основные данные двигателей в стандартных атмосферных условиях при следующих изменениях параметров рабочего процесса.

1. Температура газов перед турбиной и площадь соплового аппарата турбины постоянные:

$$T_3^* = T_{3_{отб}}^* = \text{const}; \quad f_{c.a} = f_{c.a_{отб}} = \text{const}.$$

В этом случае при наличии отбора воздуха степень повышения давления воздуха в компрессоре падает пропорционально $(1 - \bar{G}_{отб})$.

2. Степень повышения давления воздуха в компрессоре постоянная:

$$\pi_k^* = \pi_{k_{отб}}^* = \text{const.}$$

Это может быть обеспечено путем уменьшения площади соплового аппарата турбины $f_{с.а} = \text{var}$ и увеличения T_3^* . Данный способ имеет ограничения, вызванные

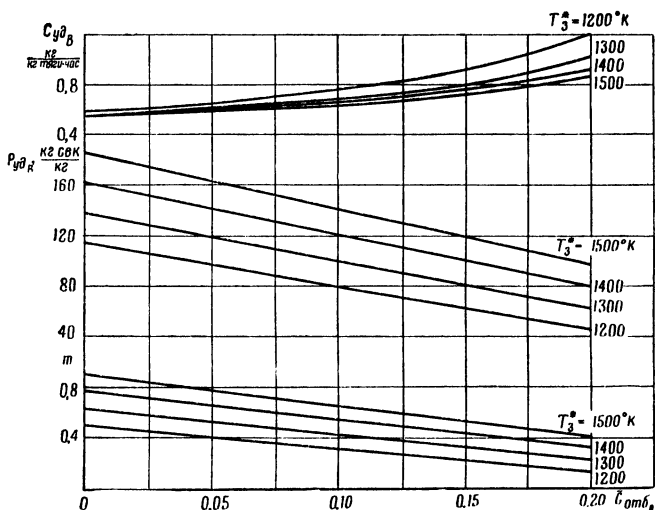


Рис. 4.8. Зависимости основных данных ТРД с ТВА от отбора воздуха при следующих значениях параметров:

$$\pi_B^* = 1,15; \pi_k^* = 8$$

допустимыми значениями температуры газов перед турбиной.

В обоих случаях обороты двигателей считаем постоянными.

На рис. 4.8 показаны графики зависимости вертикальной тяги ТРД с ТВА с 1 кг/сек воздуха, проходящего через компрессор (удельной тяги ТРД с ТВА — $P_{удв}$), удельного расхода топлива $C_{удв}$ и коэффициента

двухконтурности m от величины отбора воздуха $\bar{G}_{отб_v}$ для разных температур газа перед турбиной. Графики построены для исходного значения степени повышения давления воздуха в компрессоре $\pi_k^* = 8$, степени повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* = 1,15$ и степени расширения газа после турбины ТВА $\pi_{c_1}^* = 1,195$. Температура газов перед турбиной и площадь соплового аппарата турбины при отборе воздуха принимались неизменными и равными их значениям при отсутствии отбора.

Как следует из графиков, отбор воздуха приводит к значительному ухудшению основных данных двигателей, особенно при низких значениях температуры газов перед турбиной. Так, при температуре газов перед турбиной 1200°K отбор воздуха в количестве 10% расхода через двигатель вызывает уменьшение тяги на 30%. При температуре 1300°K такой же отбор приводит к падению тяги на 28% и при 1500°K — на 24%. Большие величины отбора воздуха приводят к еще большему падению тяги. При отборе 15% тяга падает на 36—45%.

На рис. 4.9 приведены те же зависимости, что и на рис. 4.8, но для разных степеней повышения давления воздуха в вентиляторе. Анализируя графики на рис. 4.8 и 4.9, видим, что степень уменьшения тяги при отборе воздуха для более высокого значения π_v^* остается практически такой же, что и для меньшего значения π_v^* . Относительное падение тяги по величине отбора для данной постоянной температуры газов перед турбиной для разных значений степени повышения давления воздуха в вентиляторе выразится одной линией.

На рис. 4.10 показаны зависимости относительной величины тяги ТРД с турбовентиляторным агрегатом от отбора воздуха для $\pi_k^* = 8$ при разных значениях T_3^* . Для разных значений степеней повышения давления в вентиляторе значения относительных тяг совпадают, и в результате имеем одну линию для каждой температуры газов перед турбиной двигателя. На рис. 4.11 представлены зависимости относительной тяги ТРД (без турбовентиляторного агрегата) с поворотом выхлопной струи от величины отбора воздуха. Эти зависимости справедливы как для подъемных ТРД, так и для ТРД, размещенных в поворотных гондолах. Влияние отбора

на вертикальную тягу у ТРД с ТВА выше, чем у ТРД с поворотом струи (подъемных ТРД). При 10% отборе

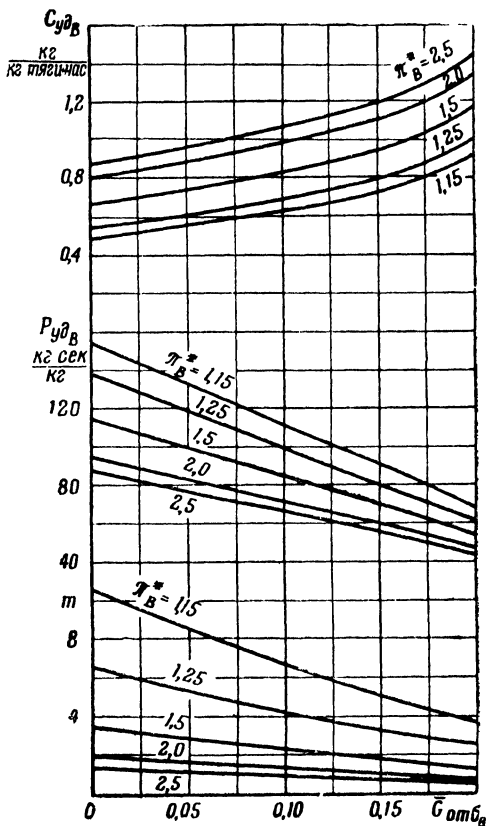


Рис. 4.9. Зависимости основных данных ТРД с ТВА от отбора воздуха при постоянном значении T_3^* и следующих значениях параметров:

$$\pi_K^* = 8; \pi_B^* = 1.15; \quad = 1.25; \quad = 1.5; \quad = 2; \quad = 2.5$$

тяги ТРД с ТВА составляет 0,7—0,75 тяги без отбора, а у ТРД с поворотом струи — 0,8—0,82.

Все приведенные графики относятся к первому условию, т. е. когда температуры газов перед турбиной дви-

гателя при отборе воздуха и площадь соплового аппарата турбины постоянны.

При отборе воздуха можно обеспечить постоянную величину степени повышения давления воздуха в ком-

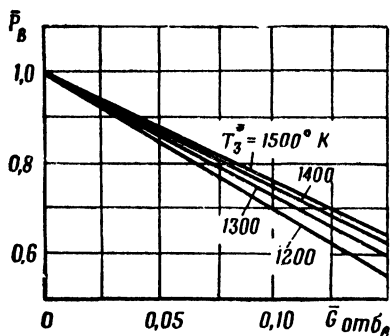


Рис. 4.10. Зависимости относительной тяги ТРД с ТВА от отбора воздуха при разных значениях температуры T_3^*

прессоре (второе условие). Для этого необходимо при данном отборе подобрать такую турбину по площадям ее проточной части, чтобы давление газов перед ее соп-

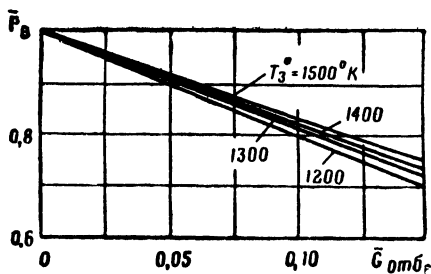


Рис. 4.11. Изменение относительной тяги ТРД от отбора воздуха при разных значениях температуры T_3^*

ловым аппаратом было таким же, как и при отсутствии отбора. Характер протекания относительной тяги ТРД с ТВА по отбору воздуха для этого случая показан на рис. 4.12 (обозначена цифрой 2 на графике).

Для сравнения на данном рисунке нанесена линия, соответствующая изменению относительной тяги ТРД с ТВА для первого условия, т. е. когда степень повышения давления в компрессоре уменьшалась при отборе (обозначена цифрой 1). Таким образом, при $\pi_k^* = \text{const}$ наблюдается незначительное улучшение протекания тя-

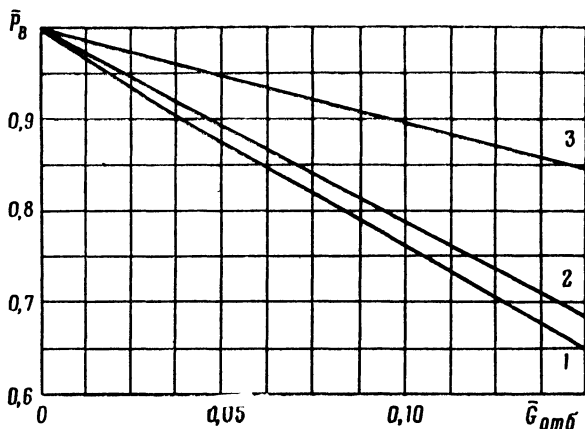


Рис. 4.12. Уменьшение вертикальной тяги ТРД с ТВА с увеличением отбора воздуха или газа при следующих условиях:

1 — отбор воздуха при $T_3^* = \text{const}$ и переменном π_k^* ; 2 — отбор воздуха при постоянном π_k^* ; 3 — отбор газов

ги по отбору. Значит, сохранение постоянной степени повышения давления воздуха в компрессоре при отборе не дает существенных преимуществ по сравнению с тем условием, когда величина ее при отборе падает. Прирост величины тяги составляет всего 3% при отборе воздуха 10%.

На рис. 4.13 показано изменение относительной тяги ТРД и ТРДД с поворотными выхлопными соплами в зависимости от величины отбора для постоянного значения степени повышения давления в компрессоре (обозначена цифрой 2) и переменного его значения при отборе (обозначена цифрой 1). Для ТРД с отклонением струи (подъемных ТРД) сохранение постоянной степени повышения давления воздуха в компрессоре также не

дает существенных преимуществ по сравнению с тем, когда она падает.

Причиной такого протекания характеристик тяг для рассмотренных условий является изменение работы сжатия в компрессоре от степени повышения давления воздуха в нем на постоянных расчетных оборотах. Для

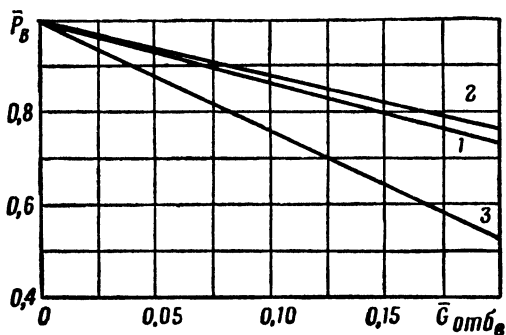


Рис. 4.13. Изменение относительной тяги ТРД и ТРДД с поворотными выхлопными соплами в зависимости от величины отбора воздуха:

1 — ТРД с постоянным значением T_3^* и переменным π_K^* ; 2 — ТРД с постоянным π_K^* и переменной площадью соплового аппарата турбины; 3 — ТРДД

первого условия, когда при постоянной температуре газов перед турбиной степень повышения давления воздуха в компрессоре уменьшается, уменьшается и работа сжатия. В результате потребная мощность турбины также уменьшается, а степень расширения газов на турбине хотя и растет для компенсации отбора воздуха, но в меньшей мере, чем для второго случая. Таким образом, приведенный характер изменения тяги с увеличением отбора воздуха для первого и второго условий зависит от работы сжатия в компрессоре.

Отбор воздуха на управление самолетом у двухконтурных ТРД с отклонением струи и подъемных двухконтурных двигателей вызывает уменьшение тяги и ухудшение экономичности, близкие по величине к ТРД с турбовентиляторным агрегатом. На рис. 4.13 показана

зависимость относительной тяги от величины отбора воздуха подъемно-маршевых и подъемных двухконтурных двигателей (обозначена цифрой 3). Из рисунка видно, что 1% отбора воздуха вызывает уменьшение тяги примерно на 2%.

Как указывалось выше, для работы управляющих сопел могут применяться газы, отбираемые за турбиной двигателя. Величина вертикальной тяги при этом методе управления падает меньше, чем при отборе на управление воздуха. Это видно на рис. 4.12. Здесь верхняя линия, обозначенная цифрой 3, соответствует уменьшению тяги ТРД с ТВА при отборе газов на управление самолетом. Тяга ТРД с ТВА в этом случае падает пропорционально отбираемому количеству газа, и ее падение существенно меньше, чем при отборе воздуха. Так, при отборе 10% воздуха за компрессором и 10% газа за турбиной двигателя тяга ТРД с ТВА падает соответственно на 24 и 10%.

Следовательно, применение на управление СВВП газа, отбираемого за турбиной двигателя, представляет большой интерес. Однако следует иметь в виду, что площадь сечения трубопроводов, по которым отбираемый газ поступает к управляющим соплам, примерно в 3—4 раза больше, чем площадь сечения трубопроводов, «разводящих» к соплам воздух, отбираемый за компрессором. Это вызвано меньшим давлением газа за турбиной и большей его температурой. Температура газов при этом равна 750—800° С, а воздуха 200—250° С.

Таким образом, вопрос о применении отбора газа за турбиной двигателя целесообразно решать, исходя из компоновки данной силовой установки на конкретном СВВП с учетом протяженности газопроводов, их габаритов и веса, а также веса теплоизоляции для предотвращения нагрева конструкции. Необходимо при этом иметь в виду, что приведенное уменьшение тяги из-за отбора воздуха или газа на управление СВВП для двигателя является полностью потерянным. В целом для силовой установки СВВП тяга частично восстанавливается путем создания вертикально направленной тяги управляющих сопел, из которых вытекает отобранное от двигателя рабочее тело (воздух или газ). Это следует учитывать, особенно при больших значениях отбора воздуха или газа на управление СВВП.

Выше было рассмотрено влияние отбора воздуха на основные данные ТРД с ТВА и ТРД с поворотом выхлопной струи, подъемных ТРД или поворотных ТРД в стандартных атмосферных условиях, но самолет с вертикальным взлетом и посадкой будет эксплуатироваться в разных условиях. Если при повышенных температурах воздуха тяговооруженность самолета окажется недостаточной из-за падения тяги двигателя, можно обеспечить вертикальный взлет с меньшим запасом топлива. Если с повышением температуры атмосферного воздуха количество отбираемого воздуха упадет настолько, что его будет недостаточно для управления и стабилизации, вертикальный взлет и посадка невозможны. Исходя из этого необходимо оценить изменение отбора воздуха при повышении температуры атмосферного воздуха по сравнению с отбором в стандартных атмосферных условиях.

Рассмотрим две программы регулирования при повышении температуры атмосферного воздуха и наличии отбора. Первая — обороты турбокомпрессора и степень повышения давления воздуха в компрессоре постоянные. Вторая — обороты турбокомпрессора постоянные, а температура газов перед турбиной изменяется в соответствии с потребными значениями мощности турбины.

Для определения изменения величины отбора воздуха с ростом температуры атмосферного воздуха в первом случае ($n = \text{const}$, $\pi_k^* = \text{const}$) достаточно составить уравнение баланса мощности турбины и компрессора:

$$\left(1 - \frac{\frac{G_{\text{отб}} \sqrt{T_2^*}}{p_2^*}}{\frac{G_k \sqrt{T_H}}{p_H}} \cdot \pi_k^* \sqrt{\frac{T_H}{T_2^*}} \right) \frac{T_3^*}{T_H} \cdot \frac{\eta_k^*}{\pi_k^{*\frac{k-1}{k}} - 1} = P, \quad (4.10)$$

где P — постоянная величина.

При постоянной степени повышения давления воздуха в компрессоре можно легко определить линию совместных режимов турбины и компрессора и все интересующие параметры.

На рис. 4.14 представлена характеристика компрессора, на которой нанесена линия совместных режимов для $\pi_k^* = \text{const}$. В этом случае линия совместных режимов a_1-b_1 протекает горизонтально и пересекает границу помпажа. Это значит, что при повышении темпе-

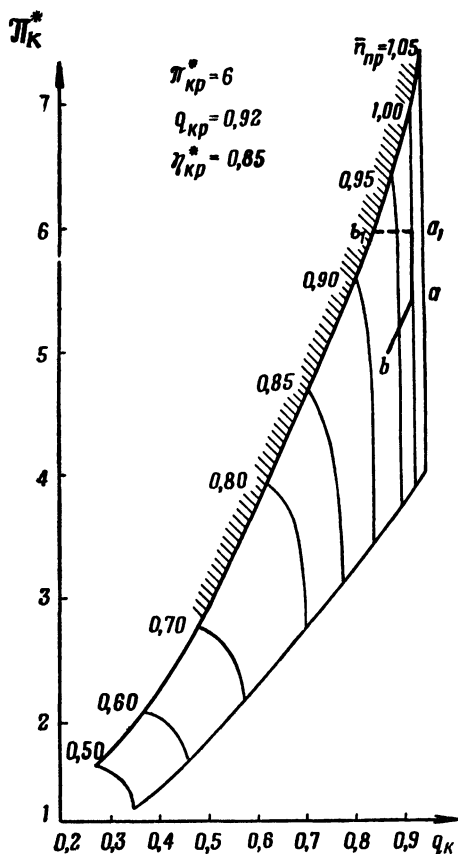


Рис. 4.14. Линии совместных режимов работы турбины и компрессора при отборе воздуха для разных способов регулирования:

$a-b$ — постоянные обороты и переменное значение π_k^* при отборе; a_1-b_1 — постоянные обороты и постоянное значение π_k^* при отборе

ратуры атмосферного воздуха имеется опасность возникновения помпажа.

На рис. 4.15 приведены графики зависимости отбора воздуха за компрессором от температуры атмосферного воздуха при $n = \text{const}$ и $\pi_k^* = \text{const}$. Они построены для исходных значений $\pi_k^* = 6$ и $T_3^* = 1300^\circ \text{K}$. Так как абсолютные величины отбираемого воздуха остаются прак-

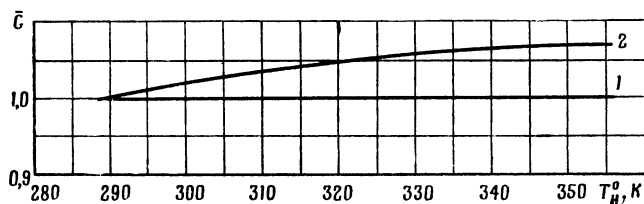


Рис. 4.15. Зависимость относительного отбора воздуха от температуры атмосферного воздуха:

1 — отношение отбора при данной температуре к отбору при $+15^\circ \text{C}$; 2 — отношение отбора воздуха к расходу воздуха при одинаковой температуре атмосферного воздуха

тически постоянными, а расход воздуха через компрессор ТРД с увеличением температуры атмосферного воздуха заметно падает, отношение отбираемого воздуха к соответствующему расходу воздуха через компрессор возрастает с увеличением окружающей температуры (кривая 2).

Если степень повышения давления воздуха в компрессоре не постоянна, а постоянны только обороты ($n = \text{const}$, $\pi_k^* = \text{var}$), то для нахождения линии совместных режимов турбины и компрессора надо решить совместно уравнение расхода:

$$\frac{T_3^*}{T_H} = \left(\frac{\frac{G_T \sqrt{T_3^*}}{p_2^*}}{\frac{G_K \sqrt{T_H}}{p_H}} \right)^2 \cdot \frac{\pi_k^{*2}}{\left(1 - \frac{\frac{p_2^*}{G_K \sqrt{T_H}} \pi_k^* \sqrt{\frac{T_H}{T_2^*}}}{p_H} \right)^2} \quad (4.11)$$

и уравнение (4.10). Получим

$$\frac{G_K \sqrt{T_H}}{p_H} = \frac{G_{отб_B} \sqrt{T_2^*}}{p_2^*} \left[\frac{\pi_K^*}{2} \sqrt{\frac{T_H}{T_2^*}} + \sqrt{\frac{\pi_K^{*2}}{4} \cdot \frac{T_H}{T_2^*} + \left(\frac{\frac{G_K \sqrt{T_3^*}}{p_2^*}}{\frac{G_{отб_B} \sqrt{T_2^*}}{p_2^*}} \right)^2 \frac{\pi_K^{*2}}{\left(\pi_K^* \frac{k-1}{k} - 1 \right) \Pi}} \cdot \eta_{K^*} \right]. \quad (4.12)$$

Линия совместных режимов работы турбины и компрессора для этого случая на рис. 4.14 отмечена буквами *a—b*.

На рис. 4.16 приведены зависимости относительного отбора воздуха от температуры атмосферного воздуха для этого случая.

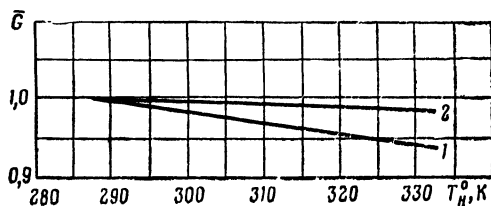


Рис. 4.16. Зависимость относительного отбора воздуха от температуры атмосферного воздуха:

1 — отношение отбора при данной температуре воздуха к отбору при $+15^\circ\text{C}$; 2 — отношение отбора к расходу воздуха через компрессор при данной температуре

Как видно, величина отбора воздуха падает с увеличением T_H . Например, при температуре атмосферного воздуха 330°K величина отбора воздуха падает на 6%.

Из изложенного следует, что температура атмосферного воздуха сравнительно мало влияет на величину отбора воздуха за компрессором в обоих случаях регулирования. Применение первой программы регулирования

ния вызывает опасность помпажа и усложнение конструкции двигателя.

В случае использования автономного газогенератора в качестве источника сжатого воздуха или газов для работы управляющих сопел при соответствующих его размерах и параметрах рабочего процесса можно получить требуемые величины усилий. Расчет этих усилий не имеет специфики.

Основными особенностями такого управляющего устройства являются:

- отсутствие падения тяги основных двигателей при включении в работу управляющего устройства;

- дополнительное увеличение веса вследствие установки автономного газогенератора;

- дополнительный расход топлива на работу газогенератора;

- потребность в наличии дополнительного объема для размещения газогенератора.

При создании управляющих усилий отклонением вектора тяги можно получить сравнительно большие их значения отклонением сопел, лопаток жалюзи или двигателей на небольшой угол (рис. 4.17). Так, для получения усилия 10 кг с 1 кг/сек расхода воздуха требуется отклонить вектор тяги на 8° . Эти данные приведены для ТРД с температурой газов перед турбиной 1300°K , причем при повороте вектора тяги до 10° принимались потери тяги постоянными и равными $\sim 2\%$ величины тяги двигателя.

Увеличение степени повышения давления в компрессоре слабо влияет на величину управляющего усилия, получаемого путем отклонения вектора тяги. Это влияние заметно только при отклонении вектора тяги на $8\text{--}10^\circ$ при увеличении степени повышения давления с 4 до 6. Дальнейшее увеличение степени повышения давления в компрессоре ТРД с 6 до 12 практически не оказывает влияния на величину управляющего усилия, получаемого данным способом.

С увеличением угла поворота вектора тяги вертикальная тяга двигателя уменьшается. Однако уменьшение ее из-за отклонения вектора тяги даже на 10° незначительно и составляет $\sim 1,5\%$. Кроме того, еще имеют место постоянные потери в отклоняющем устройстве $\sim 2\%$. Таким образом, при максимальном отклоне-

нии вектора тяги на 10° следует ожидать потерь вертикальной составляющей тяги $\sim 3,5\%$.

Следует отметить, что приведенные графики управляющих усилий по углу отклонения относятся к ТРД, но они соответствуют также ТРДД и ТРД с ТВА при равных величинах тяг. Но в последнем случае будут

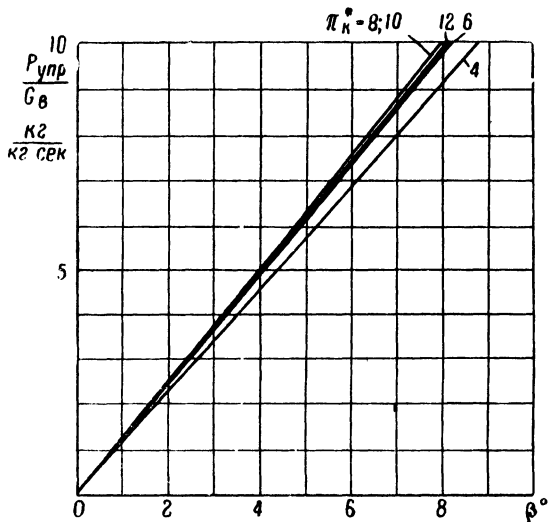


Рис. 4.17. Изменение управляющего усилия с 1 кг/сек расхода воздуха от угла отклонения выхлопной струи

разные значения степени двухконтурности и соответственно разные значения расхода воздуха через первый контур, значит, и разные значения удельных расходов топлива. Из графиков, приведенных на рис. 4.17, следует, что управляющее устройство с отклонением газозоудушного потока обеспечивает высокие значения усилий при малых потерях вертикальной тяги. Например, при 10% отборе воздуха за компрессором управляющее усилие равно 5—8 кг/кг/сек (рис. 4.5). Такую же величину управляющего усилия можно получить при угле отклонения выхлопной струи на 6° . В первом случае тяга уменьшается на 18—20%, а во втором — на 2—3%. Понятно, что данное положение справедливо при одинаковых плечах приложения управляющих усилий. Это

значит, что управляющие устройства с отклонением газовоздушного потока двигателей являются весьма эффективными при необходимости создания больших значений управляющих усилий для управления относительно вертикальной оси. Особенно целесообразным является применение данных устройств тогда, когда уже по другим причинам применяются отклоняющие лопасти. Например, в ТВА или в подъемных ТРД для получения горизонтальной составляющей тяги применяются поворотные лопасти на выходе. В этом случае эти же лопасти могут быть использованы и как устройство отклонения вектора тяги при управлении СВВП.

Получение управляющих усилий методом модуляции тяги по соображениям быстродействия наиболее целесообразно у подъемных двигателей. В этом случае производится дифференциальное изменение режимов работы подъемных двигателей, расположенных в разных местах относительно центра тяжести СВВП. Наиболее простым методом изменения режима работы является изменение оборотов. На взлете СВВП, когда двигатели работают на максимальном режиме, при необходимости парирования возникшего момента СВВП обороты того двигателя (группы двигателей), с помощью которого создается момент противоположного знака, уменьшаются. В процессе посадки, когда двигатели работают на пониженных режимах из-за уменьшения веса СВВП (выгорание топлива, изменение полезной нагрузки), управляющие моменты создаются как увеличением, так и уменьшением оборотов от оборотов, требуемых для создания вертикальной тяги, близкой по величине посадочному весу СВВП.

Применение управляющих устройств с модуляцией тяги целесообразно только при соответствующей компоновке двигателей на СВВП. Увеличение веса двигателей, связанное с этими устройствами, незначительное. Управлять СВВП с помощью данного устройства можно относительно одной из осей — продольной либо поперечной.

Таким образом, на СВВП могут найти применение разные типы управляющих устройств. Их выбор производится применительно к конкретному типу СВВП с данной компоновкой на нем двигателей силовой установки.

Сравнительная оценка управляющих устройств

Прежде чем остановиться на том или другом типе управляющего устройства для данного СВВП, необходимо произвести сравнительную оценку этих устройств и выявить наилучшее из них.

Сравнение между собой разных типов управляющих устройств применительно к данному СВВП целесообразно производить по сумме веса всех элементов, входящих в управляющее устройство, и расходуемого топлива, деленной на максимальное значение управляющего усилия. Этот параметр (обозначим его через $B_{y.y}$) указывает, какой дополнительный вес на СВВП требуется для создания 1 кг управляющего усилия. Очевидно, что чем меньше величина требуемого веса для создания 1 кг этого усилия, тем выгоднее управляющее устройство для СВВП. Понятно, что при определении параметра $B_{y.y}$ нужно учитывать изменение тяги силовой установки при включении в работу управляющего устройства и изменение ее экономичности.

Параметр $B_{y.y}$ может быть определен по следующей формуле:

$$B_{y.y} = \frac{G_{y.y} + \Delta G_{\text{экв}} + \Delta C_{\text{уд}} t}{P_{\text{уп}}}, \quad (4.13)$$

где $G_{y.y}$ — вес управляющего устройства (генератора рабочего тела, трубопроводов, сопел, отклоняющего устройства, элементов автоматики и механизмов включения, выключения и регулирования управляющего устройства и т. д.);

$\Delta G_{\text{экв}}$ — эквивалентный вес, т. е. вес той части силовой установки, которая не участвует в создании вертикальной тяги, а является источником энергии для работы управляющего устройства¹ (знак перед $\Delta G_{\text{экв}}$ поло-

¹ Например, применено управляющее устройство с отбором сжатого воздуха за компрессором подъемного ТРД, тяга которого без отбора равна 2000 кг, а с отбором — 1800 кг. Следовательно, в процессе отбора воздуха 10% веса двигателя не участвует в создании вертикальной тяги, а используется как генератор сжатого воздуха для работы управляющего устройства. Частично управляющие сопла

жительный, если тяга силовой установки падает при включении управляющего устройства, и отрицательный, если возрастает);

$\Delta C_{уд}$ — изменение удельного расхода топлива, вызванное работой управляющего устройства;

t — время работы управляющего устройства;

$P_{упр}$ — величина управляющего усилия.

Величина $G_{у.у}$ для разных управляющих устройств различна. Так, в вес управляющего устройства с отбором рабочего тела входит вес трубопроводов и сопел, элементов автоматики и устройств на двигателе, обеспечивающих работу системы отбора; в вес устройства с автономным газогенератором входит его вес, вес трубопроводов и сопел, а также элементов автоматики, в вес управляющих устройств с отклонением вектора тяги и модуляцией входит вес устройства поворота газоздушных струй, элементов автоматики для получения модуляции.

Основную долю веса в управляющих устройствах с отбором рабочего тела составляет вес трубопроводов подвода его от двигателя к управляющим соплам.

Вес трубопроводов может быть найден по такой формуле:

$$G_{тр} = 2\pi d_{тр} (L_z + L_x) \delta \gamma_m, \quad (4.14)$$

где $d_{тр}$ — диаметр трубопровода;

δ — толщина стенки трубопровода;

γ_m — удельный вес применяемого материала;

L_z, L_x — длины трубопроводов подвода рабочего тела к управляющим соплам, расположенным в фюзеляже и в крыле.

С увеличением размеров и веса СВВП вес трубопроводов, подводящих рабочее тело к управляющим соплам, возрастает из-за увеличения диаметра трубопроводов, поскольку с ростом веса СВВП увеличивается потребное количество воздуха для управления, и их длины, так как размеры самолета (размах и длина фюзеляжа) увеличиваются. При постоянных толщине стенки, удельном весе материала трубопроводов, скорости и плот-

создают вертикальную тягу, восстанавливая ее потери, но не полностью (примерно 5%). Тогда окончательно 5% веса двигателя не участвует в создании вертикальной тяги. Вес этой части двигателя и есть эквивалентный вес.

ности рабочего тела вес трубопроводов можно принять пропорциональным весу СВВП в степени $5/4$. Для данного постоянного веса СВВП вес трубопроводов зависит от скорости и плотности рабочего тела, которые могут значительно изменяться при изменении параметров рабочего процесса двигателя или автономного газогенератора. В этом случае вес трубопроводов СВВП ориентировочно можно найти по такой формуле:

$$G_{\text{тр}} = 2G_0^{5/4} \cdot \frac{\delta\gamma_{\text{ж}}}{\sqrt{W\gamma}}, \quad (4.15)$$

где W — скорость течения рабочего тела;

γ — плотность рабочего тела.

В этой формуле следует вес самолета принимать в т, плотность материала и рабочего тела в кг/м^3 , толщину стенки трубопровода в м и скорость течения рабочего тела в м/сек .

По приведенному параметру $B_{\gamma, \gamma}$ в качестве примера произведем оценку различных управляющих устройств применительно к СВВП типа Хоукер Р.1127 с единой силовой установкой, состоящей из подъемно-маршевого ТРДД (рис. 2.2). На СВВП с такой силовой установкой могут быть применены управляющие устройства с отбором рабочего тела и с автономным газогенератором.

В первую очередь рассмотрим управляющее устройство с отбором рабочего тела и оценим, что же выгоднее отбирать в качестве рабочего тела — сжатый воздух за компрессором или газы за турбиной ТРДД.

Оказывается, что у единой силовой установки из ТРДД с поворотными соплами в качестве рабочего тела для работы управляющих сопел целесообразно отбирать сжатый воздух за компрессором двигателя. За турбиной газы отбирать нецелесообразно по следующим причинам.

1. Трубопроводы подвода газов необходимо протянуть от передней части фюзеляжа, где расположен двигатель, к заднему соплу и к соплам, размещенным на концах крыла, и пропускать через них газы с высокими температурами $\sim 800^\circ \text{К}$. Это требует применения высокоэффективной теплоизоляции для предотвращения нагрева конструкции.

2. Из-за меньших давлений и более высоких температур газа за турбиной двигателя по сравнению с давлением и температурой сжатого воздуха за его компрессором сечение трубопроводов газа значительно выше, чем трубопроводов воздуха (табл. 4.2).

Таблица 4.2

Относительные данные размеров трубопроводов подвода газа и воздуха к управляющим соплам СВВП

π_K^*	Давление газа за турбиной P_T , кг/см ²	Давление воздуха за компрессором P_B , кг/см ²	Удельный вес газа за турбиной γ_T , кг/м ³	Удельный вес воздуха за компрессором γ_B , кг/м ³	Отношение удельных весов $\frac{\gamma_B}{\gamma_T}$	Отношение скоростей движения воздуха и газа $\frac{W_B}{W_T}$	Отношение площадей трубопроводов $\frac{F_{TTP}}{F_{TPB}}$	Отношение диаметров трубопроводов $\frac{D_{TTP}}{D_{TPB}}$
12	2,37	11,2	0,825	5,4	6,55	0,645	4,2	2,05
14	2,68	13,0	0,89	6,1	6,85	0,700	4,8	2,2

Если принять, что толщина стенок трубопроводов подвода газов и воздуха к соплам одинакова, то вес трубопроводов при равной их длине пропорционален диаметру. Это значит, что вес трубопроводов подвода газа практически в два раза тяжелее веса трубопроводов подвода воздуха при одинаковых расходах газа и воздуха через эти трубопроводы. При определении отношения диаметров трубопроводов в табл. 4.2 скорость движения газов по трубопроводу принималась выше скорости движения воздуха на корень из отношения температуры газа к температуре воздуха, т. е. считалось, что числа M газа и воздуха одинаковы.

3. Удельные тяги управляющих сопел, работающих на газах, при $\pi_K^* > 8$ ниже удельных тяг управляющих устройств, работающих на сжатом воздухе. Вследствие этого и большего веса единицы длины трубопроводов, подающих газы к управляющим соплам, по сравнению с трубопроводами подачи сжатого воздуха вес всего управляющего устройства, работающего на газах, отбираемых за турбиной, будет больше по сравнению с весом управляющего устройства, работающего на сжатом воздухе, отбираемом за компрессором двигателя. В ре-

результате и параметр $B_{y,y}$ у первого управляющего устройства будет выше, чем у второго. Оценим величины веса и параметр $B_{y,y}$ этих двух типов управляющих устройств. Для этого примем вес погонного метра трубопровода воздуха равным 4,8—5 кг/м, а вес управляющих сопел на 1 кг/сек, проходящего через них воздуха 3,8—4 кг·сек/кг. Вес же трубопроводов газа и управляющих сопел, работающих на газе, увеличиваем во столько раз, во сколько диаметр трубопроводов газа больше диаметра трубопроводов воздуха (табл. 4.2).

Результаты оценки веса управляющих устройств, работающих на воздухе и газах, сведены в табл. 4.3.

Т а б л и ц а 4.3

Оценка веса управляющих устройств,
работающих на воздухе и газах

π_K^*		$G_{тр}$ кг	$G_{соп}$ кг	$G_{y,y}$ кг	$\Delta G_{экр}$ кг	$G_{y,y} + \Delta G_{экр}$ кг
12	На воздухе	103	32	135	90	225
	На газах	215	65	280	10	290
14	На воздухе	90	28	118	70	188
	На газах	198	62	260	10	270

В этой таблице приведены не только веса трубопроводов $G_{тр}$, сопел $G_{соп}$ и управляющих устройств в целом $G_{y,y}$, но и эквивалентные веса $\Delta G_{экр}$ и сумма веса управляющего устройства и эквивалентного веса. В данном случае эквивалентный вес является прибавкой к весу управляющих устройств, поскольку при отборе воздуха за компрессором и газа за турбиной тяга двигателя падает. Но она падает на меньшую величину при отборе газа, чем при отборе воздуха, поэтому в первом случае и эквивалентный вес существенно ниже, чем во втором.

Параметр $B_{y,y}$ для двух управляющих устройств, учитывающий вес и расход топлива, приведен в табл. 4.4

для времени работы этих устройств в течение 1, 2 и 10 мин.

Т а б л и ц а 4.4

Оценка параметра $B_{y,y}$ для управляющих устройств, работающих на воздухе и газах

π_k^*		$B_{y,y}$		
		$t = 1 \text{ мин}$	$t = 2 \text{ мин}$	$t = 10 \text{ мин}$
12	На воздухе	0,436	0,445	0,545
	На газах	0,570	0,590	0,730
14	На воздухе	0,340	0,350	0,410
	На газах	0,530	0,570	0,690

Из табл. 4.4 следует, что для рассматриваемого типа силовой установки и ее компоновки на СВВП управляющее устройство с отбором газа за турбиной двигателя на 30—60% тяжелее управляющего устройства с отбором сжатого воздуха за компрессором двигателя при создании ими одинаковых величин управляющих усилий. Эти цифры получены без учета увеличения веса за счет установки теплоизоляции у трубопроводов для подвода газов, отбираемых за турбиной, т. е. они даже несколько занижены.

Таким образом, из двух рассмотренных управляющих устройств с отбором рабочего тела от двигателя для СВВП типа Хоукер Р.1127 лучшим является устройство с отбором сжатого воздуха за компрессором.

Теперь рассмотрим управляющее устройство, работающее от автономного газогенератора. Оценим его весовые данные и параметр $B_{y,y}$ и после этого сопоставим с лучшим управляющим устройством, работающим на отбираемом рабочем теле от основного двигателя.

Для того чтобы найти, при каких значениях параметров рабочего процесса автономного газогенератора получаются наилучшие данные всего управляющего устройства, построим зависимости удельных весов элементов и параметра $B_{y,y}$ этого типа устройства с двухконтурным газогенератором от степени повышения давления воздуха во втором контуре $\pi_{кII}^*$ (рис. 4.18). Степень повышения давления воздуха в первом контуре

π_{K1}^* принята равной 6. Температура газов перед турбиной 1200°К . Здесь приведены удельные веса: газогенераторов, трубопроводов и сопел, эквивалентные веса, веса расходуемого топлива на 1; 2; 10 мин и параметр

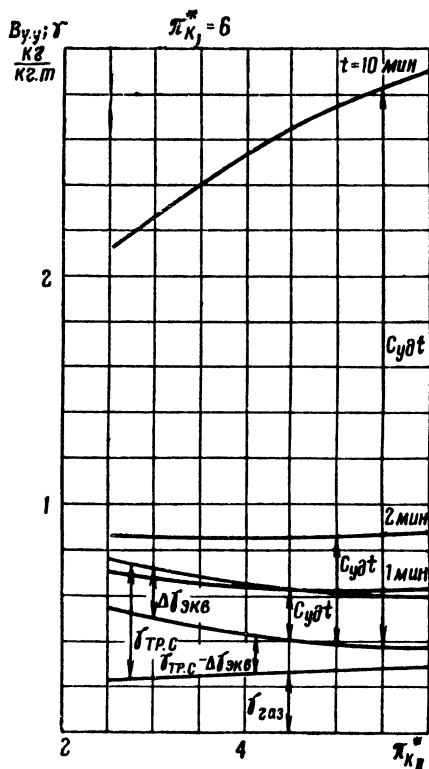


Рис. 4.18. Удельные веса элементов и параметр $V_{y,y}$ для разных значений степени повышения давления в компрессоре второго контура автономного газогенератора и разного времени создания управляющих усилий

$V_{y,y}$ при работе управляющего устройства в течение 1; 2 и 10 мин. Из рисунка следует, что при времени работы управляющего устройства 1 и 2 мин двухконтурный газогенератор с одинаковыми степенями повышения давления в контурах является наилучшим. При вре-

мени работы 10 мин наилучшим газогенератором исходя из минимума параметра $B_{y.u}$ (с учетом расходуемого топлива) является двухконтурный газогенератор со степенью повышения давления воздуха во втором контуре 2,5.

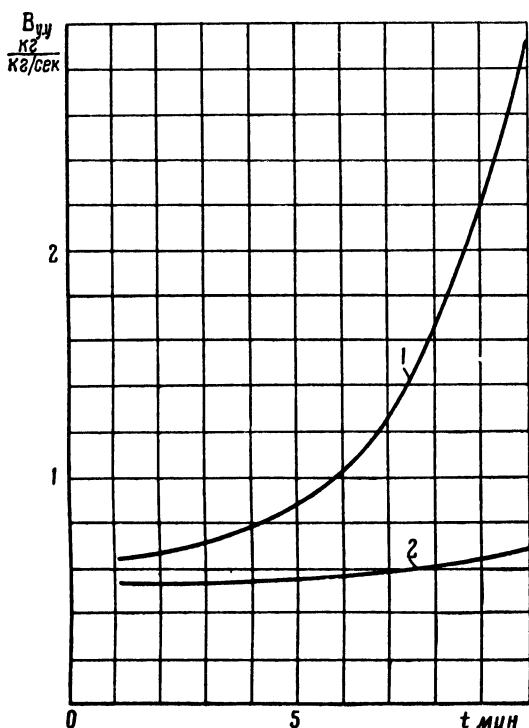


Рис. 4.19. Зависимость параметра $B_{y.u}$ разных управляющих устройств от времени их работы: 1 — управляющее устройство с автономным газогенератором; 2 — управляющее устройство с отбором воздуха за компрессором двигателя

Удельный вес газогенератора, трубопроводов и сопел, эквивалентный удельный вес и параметр $B_{y.u}$ при работе в течение 1; 2 и 10 мин зависят также от степени повышения давления воздуха в компрессоре первого контура. Сумма веса управляющего устройства и топлива, расходуемого газогенератором за 1; 2 и 10 мин,

имеет минимальное значение при $\pi_{\kappa_I}^* = 6$. Следует указать, что в диапазоне $\pi_{\kappa_I}^* = 4,5—6$ зависимость веса управляющего устройства и сумма его веса с весом топлива при работе в течение 1 и 2 мин имеют пологое протекание. Поэтому можно выбирать степени повышения давления воздуха в компрессоре двухконтурного газогенератора от 4,5 до 6.

Используя приведенный способ, выберем наилучшее управляющее устройство, работающее от автономного газогенератора, и сравним его с управляющим устройством с отбором воздуха за компрессором основного двигателя СВВП.

Сравнение этих управляющих устройств приведено на рис. 4.19. Здесь приведены зависимости параметра $B_{y,y}$ от времени их работы. Из рисунка видно, что управляющие устройства, работающие от автономного газогенератора, уступают устройствам с отбором воздуха за компрессором по сумме веса и расходуемого топлива, особенно при большом времени работы. Так, при 10 мин работы управляющее устройство с автономным газогенератором примерно в пять раз тяжелее устройства с отбором воздуха за компрессором основного двигателя. Наряду с этим автономный газогенератор имеет сравнительно большие габариты и его трудно разместить на рассмотренном типе СВВП.

Итак, на основе сравнительной оценки разных управляющих устройств для СВВП типа Хоукер Р.1127 можно сделать вывод, что лучшим из них является управляющее устройство с отбором воздуха за компрессором основного двигателя.

ГЛАВА 5

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВВП

В третьей главе были рассмотрены схемы, особенности конструкции и работы различных типов силовых установок СВВП. Учитывая, что силовая установка играет решающую роль в обеспечении летных характеристик, устойчивости и управляемости, безопасности полета и эксплуатационных свойств СВВП, представляется весьма важным определить основные данные силовых установок СВВП и их зависимость от параметров рабочего процесса. Оценку основных данных силовых установок СВВП обычно производят по их удельным параметрам и габаритным размерам. Наиболее важными удельными параметрами являются удельная вертикальная тяга $P_{удв}$, удельный расход топлива $C_{удв}$ и удельный вес γ .

Для улучшения основных данных силовых установок СВВП необходимо повышать удельную тягу, снижать удельный расход топлива и удельный вес.

Удельные параметры силовых установок СВВП зависят от степени повышения давления в компрессоре или вентиляторе, температуры газов перед турбиной, коэффициентов полезного действия элементов двигателя, потерь полного давления по газозоудушноу тракту и затрат мощности для работы управляющих устройств.

Определение основных данных и удельных параметров силовых установок СВВП

Определение основных данных произведем для силовой установки СВВП, состоящей из маршевого турбореактивного двигателя с турбовентиляторным агрегатом усиления тяги.

Задаваясь исходным значением степени повышения давления воздуха в компрессоре или зная его для данного конкретного двигателя, по формуле (4.6) находим степень повышения давления при отборе воздуха за компрессором.

Из равенства мощностей турбины и компрессора двигателя определим температуру газов за турбиной:

$$T_4^* = T_3^* - K T_H \frac{\pi_k^* \frac{k-1}{k} - 1}{\gamma_{lk}^*} \cdot \frac{1}{(1 - \bar{G}_{отб}) (1 + q_{l_1})}, \quad (5.1)$$

где
$$K = \frac{\left(\frac{k}{k-1} R\right)_в}{\left(\frac{k}{k-1} R\right)_г}.$$

Величиной температуры газов перед турбиной (T_3^*) задаемся.

Здесь и далее все параметры в формулах без дополнительных индексов приводятся при наличии отбора воздуха за компрессором.

К.п.д. компрессора η_k^* берется в точке совместных режимов турбины и компрессора при отборе воздуха за компрессором. Обработка опубликованных характеристик компрессора на расчетных оборотах позволяет определить осредненную зависимость относительного к.п.д. компрессора (отношения к.п.д. при отборе к к.п.д. без отбора) по относительной степени повышения давления воздуха в компрессоре. Она приведена на рис. 5.1. Используя эту зависимость и зная относительное значение степени повышения давления воздуха в компрессоре, определим относительную величину к.п.д. компрессора и, умножая ее на к.п.д. в расчетной точке, находим к.п.д. компрессора при отборе.

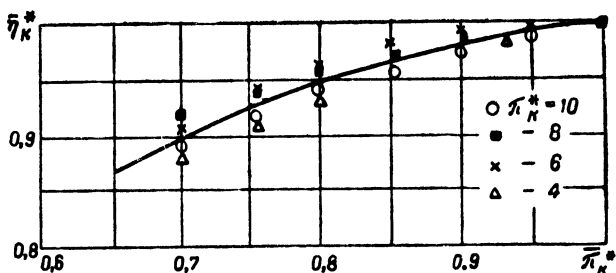


Рис. 5.1. Зависимость относительного к.п.д. компрессора на расчетных оборотах от относительной степени повышения давления

Степень расширения газов в турбине при наличии отбора определяется также на основе равенства мощности турбины и компрессора:

$$\pi_T^* = \frac{1}{\left[1 - K \frac{T_H}{T_3^*} \cdot \frac{\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_{K_0}^* \eta_{IK}^* \eta_{IT}^*} \cdot \frac{1}{(1 - \bar{G}_{OTB}) (1 + q_{T_1})} \right]^{\frac{k_T}{k_T - 1}}}. \quad (5.2)$$

Располагаемая степень расширения от полного давления газов за турбиной до статического давления атмосферного воздуха

$$\pi_p^* = \frac{\sigma_{вх} \sigma_{к.с} \pi_K^* \pi_v}{\pi_T^*}, \quad (5.3)$$

где $\sigma_{вх}$, $\sigma_{к.с}$ — потери полного давления на входе в компрессор и в камере сгорания двигателя.

Степень расширения газов в реактивном сопле при наличии ТВА, поворота газового потока в трубопроводах, направляющих газы в турбовентилятор, подогрева газов перед турбиной ТВА, будет равна

$$\pi_c^* = \frac{\pi_p^* \sigma_{п} \sigma_{\phi_1}}{\pi_{TBA}^*}, \quad (5.4)$$

где $\sigma_{п}$, σ_{ϕ_1} — потери полного давления на поворот газового потока и в камере подогрева газов перед турбиной ТВА;

π_{TBA}^* — степень расширения газов в турбине ТВА.

Коэффициент двухконтурности (отношение расхода воздуха через ТВА к расходу воздуха через компрессор двигателя) находится по такой формуле:

$$m = \frac{G_B}{G_K} = m_1 (1 - \bar{G}_{отб}) (1 + q_{\tau_1}) (1 - \bar{G}_{ут}) (1 + q_{\tau_{\Phi_1}}), \quad (5.5)$$

где m_1 — отношение расхода воздуха через ТВА к расходу газа через турбину ТВА;

$\bar{G}_{ут}$ — относительная утечка газов между турбиной двигателя и турбиной ТВА — отношение утечки газа к расходу газа через турбину двигателя;

$\bar{G}_{отб}$ — относительный отбор воздуха или газов на управление СВВП.

Величину m_1 определяем, пользуясь следующим выражением:

$$m_1 = \frac{1}{K} \cdot \frac{T_{\Phi_1}^*}{T_H} \times \frac{1 - \left(\frac{\pi_c^* \pi_{\tau}^*}{\sigma_{вх} \sigma_{к.с} \sigma_{п} \sigma_{\Phi_1} \pi_{\kappa}^* \pi_v^*} \right)^{\frac{k-1}{k_{\tau}}}}{\frac{\pi_B^*}{\pi_{\tau}^*}^{\frac{k-1}{k}} - 1} \eta_{ТВА}^* \eta_B^*. \quad (5.6)$$

Температуру газов за турбиной ТВА вычисляем из равенства мощности турбины ТВА и вентилятора:

$$T_{ТВА}^* = T_{\Phi_1}^* - K T_H \frac{\pi_B^*}{\eta_B^*}^{\frac{k-1}{k}} - 1 m_1, \quad (5.7)$$

где $T_{\Phi_1}^*$ — температура подогрева газов в камере перед турбиной ТВА.

Если подогрев отсутствует, то $T_{\Phi_1}^* = T_4^*$. Подставив в выражение (5.7) значение T_4^* из формулы (5.1), находим

$$T_{ТВА}^* = T_3^* - K T_H \frac{\pi_{\kappa}^*}{\eta_{\kappa_0}^* \eta_{\kappa}^*}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \cdot \frac{1}{(1 - \bar{G}_{отб_B}) (1 + q_{\tau_1})} - K T_H \frac{\pi_B^*}{\eta_B^*}^{\frac{k-1}{k}} - 1 m_1. \quad (5.8)$$

Таким образом, имеем все параметры для определения вертикальной тяги, создаваемой истекающим воздухом из вентилятора и газом из турбины турбовентилятора, и суммарной тяги.

Тягу, создаваемую вытекающим воздухом из вентилятора, будем называть тягой воздушного контура, а тягу, создаваемую вытекающим газом из турбины турбовентилятора, — тягой газового контура.

Вертикальная тяга воздушного контура на режимах вертикального взлета и посадки будет равна:

$$P_{в.в} = \frac{\varphi_{в}}{g} \sqrt{2g \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{\phi_2}^* \left[1 - \frac{1}{(\sigma_{вхв} \sigma_{\phi_2} \sigma_{п_2} \pi_{в}^*)^{\frac{k_r - 1}{k_r}}} \right]} \times \\ \times \Omega m_1 G_{ж} (1 - \bar{G}_{отб}) (1 - \bar{G}_{ут}) (1 + q_{г_1}) (1 + q_{т\phi_2}) \cos \beta \cos \varphi, \quad (5.9)$$

где $\varphi_{в}$ — коэффициент скорости сопла вентилятора;

$\sigma_{вхв}$ — потери полного давления на входе в вентилятор;

σ_{ϕ_2} — потери полного давления в форсажной камере после вентилятора;

$q_{т\phi_2}$ — отношение секундного расхода топлива в форсажной камере после вентилятора к расходу воздуха через вентилятор;

$\sigma_{п_2}$ — потери полного давления в устройстве поворота воздуха после вентилятора;

$T_{\phi_2}^*$ — температура подогрева воздуха в форсажной камере после вентилятора; если отсутствует подогрев, то $T_{\phi_2}^* = T_{в}^*$, $k_r = k_{в}$ и тогда

$$T_{в}^* = T_H \left(1 + \frac{\pi_{в}^* \frac{k-1}{k} - 1}{\eta_{в}^*} \right);$$

φ — угол поворота струи для создания горизонтальной составляющей тяги;

β — угол поворота струи в отклоняющем устройстве для создания управляющих усилий;

Ω — коэффициент модуляции тяги (отношение вертикальной тяги двигателя с модуляцией к максимальной тяге без модуляции).

Вертикальная тяга газового контура на режимах вертикального взлета и посадки будет равна:

$$P_{в.г} = \frac{\varphi_0}{g} \sqrt{2g \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{ТВА}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_c^* \frac{k_r - 1}{k_r}}\right)} \times \\ \times \Omega G_k (1 - \bar{G}_{отб}) (1 + q_{r1}) (1 - \bar{G}_{y1}) \times \\ \times (1 + q_{тф1}) \cos \beta \cos \varphi, \quad (5.10)$$

где $q_{тф1}$ — отношение секундного расхода топлива в камере подогрева газов перед турбиной к расходу газов на входе в турбину.

Если газ перед турбиной турбовентилятора не подогревается, то в формулу (5.10) подставляется значение $T_{ТВА}^*$ из формулы (5.8); если газ подогревается, то оно берется из формулы (5.7). При этом задаемся величиной $T_{ф1}^*$.

Вертикальная тяга двигателя равна сумме тяг воздушного и газового контуров:

$$P_v = P_{в.в} + P_{в.г}. \quad (5.11)$$

Удельная вертикальная тяга равна отношению суммарной вертикальной тяги к расходу воздуха через компрессор ТРД:

$$P_{удв} = \frac{P_v}{G_k}.$$

Силовая установка СВВП в процессе взлета и посадки, кроме вертикальной тяги, создает и горизонтальную тягу путем отклонения вектора тяги на угол φ или применения маршевых двигателей, специально предназначенных для создания горизонтальной тяги.

Горизонтальная составляющая тяги силовой установки равна вертикальной, умноженной на синус угла по-

ворота вектора тяги, плюс тяга маршевого двигателя и минус входной импульс. Горизонтальная тяга всей силовой установки определяется следующим образом:

$$P_{г.у} = P_{в.п.м} \sin \varphi + P_{в.п.р} \sin \varphi_1 + P_{м.дв} - \frac{VG_k}{g} (1 + m) - \frac{V}{g} G_{пр}. \quad (5.12)$$

В формуле (5.12) индекс «п.м» означает подъемно-маршевые двигатели, «п.р» — подъемно-разгонные двигатели, а «м.дв» — маршевые двигатели.

Расход топлива силовой установки равен сумме расходов в основной камере сгорания, камере подогрева газов перед турбиной ТВА и в форсажной камере после вентилятора:

$$G_T = G_{г_1} + G_{гф_1} + G_{гф_2}.$$

Просуммировав величины этих расходов топлива, имеем:

$$G_T = 3600 \{ G_k (1 - \bar{G}_{отб_n}) [q_{г_1} + q_{гф_1} (1 + q_{г_1}) \times \\ \times (1 - \bar{G}_{ут}) (1 - \bar{G}_{отб_r})] + G_k m q_{гф_2} \}. \quad (5.13)$$

Входящие в эту формулу величины $q_{г_1}$, $q_{гф_1}$ и $q_{гф_2}$ определяются с помощью графиков или таблиц, приведенных в книге «Расчет высотно-скоростных характеристик турбореактивных двигателей» авторов Н. И. Маркова и В. И. Бакулева. Оборонгиз, 1960 г. [6]*.

Удельный расход топлива равен отношению суммарного расхода топлива к суммарной вертикальной тяге:

$$C_{удв} = \frac{G_T}{P_v}. \quad (5.14)$$

Полученные зависимости справедливы и для других типов силовых установок при «введении» в них соответствующих коэффициентов, определяющих свойства установок, а также для разных типов управляющих устройств, работающих от этих силовых установок. Например, в формулы тяги воздушного и газового контуров (5.9) и (5.10) входят коэффициенты потерь, вызванных поворотом газового потока после турбины ТРД σ_n и

подогревом газа также после турбины ТРД σ_{ϕ_1} , и входит степень двухконтурности вентилятора m_1 . Если рассматриваются зависимости основных данных силовой установки из ТРД и турбовентиляторного агрегата от параметров рабочего процесса, то все три указанные параметра будут иметь конкретные значения, отличные от единицы (первые два) и от нуля (последний). Если же $\sigma_{\pi}=1$, то это означает, что поворот газа после турбины ТРД отсутствует. Получаем схему двухконтурного двигателя без поворота выхлопных струй. Это может быть, в частности, подъемный ТРДД. Если $\sigma_{\phi_1}=1$, это значит, что нет подогрева газа между турбиной ТРД и турбиной ТВА. Если $m_1=0$, то тяга определяется только по формуле (5.10), а это значит, что двигатель не имеет второго контура и ТВА, и т. д.

Таким образом, с помощью приведенных формул представляется возможным определить зависимости основных данных различных типов силовых установок СВВП от параметров рабочего процесса.

Рассмотрим, как же пользоваться расчетными формулами для определения данных двигателей различных типов и схем и какие коэффициенты принимать при этом.

1. Вертикально расположенный ТРД для создания подъемной силы или поворачиваемый ТРД.

У этих двигателей поток газов после турбины не поворачивается, у них нет ТВА, отсутствуют утечки газа после турбины. Вследствие этого $\sigma_{\pi}=1$, $m=0$, $\bar{G}_{\text{ут}}=0$, $\pi_{\text{ТВА}}^*=1$, $\cos\beta=1$, $\cos\varphi=1$. Тогда степень расширения газов в реактивном сопле

$$\pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\phi_1}.$$

Если топливо сжигается за турбиной, то для определения π_c^* в формулу подставляется конкретное значение потерь σ_{ϕ_1} в форсажной камере, если не сжигается (бесфорсажный двигатель), — то $\sigma_{\phi_1}=1$ и $\pi_c^* = \pi_p^*$. Так как $m_1=0$, то тяга воздушного контура $P_{\text{в.в}}=0$.

Тягу двигателя в этом случае можно определить из уравнения (5.10), подставив в него соответствующие значения коэффициентов и приняв $T_{\text{ТВА}}^* = T_{\phi_1}^*$ (при на-

личии форсажной камеры) или $T_{\text{ТВА}}^* = T_4^*$ (при отсутствии форсажной камеры):

$$P = \frac{\varphi_c}{g} \sqrt{2g \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{\phi_1}^* \left(1 - \frac{1}{\frac{k_r - 1}{\pi_c^* k_r}} \right)} \times \\ \times \Omega G_{\text{ж}} (1 - \overline{G}_{\text{отб}}) (1 + q_{r_1}) (1 + q_{\text{тф}_1}). \quad (5.10')$$

При отсутствии модуляции коэффициент $\Omega = 1$.

Расход топлива определяется по формуле (5.13). В данном случае в нее войдут только первые два члена (так как в третьем члене $m=0$) для двигателя с форсажем и только первый член для двигателя без форсажа.

2. Турбореактивный двигатель с поворотным соплом. Для определения данных этого двигателя применимы те же формулы, что и в предыдущем случае. Но поскольку здесь имеются потери полного давления при повороте газа после турбины $\sigma_{\text{п}}$, то их нужно учитывать при нахождении π_c^* :

$$\pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\text{п}} \sigma_{\phi_1}.$$

Если нет форсажа, то $\sigma_{\phi_1} = 1$ и тогда $\pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\text{п}}$.

3. Подъемный двухконтурный ТРД с ТВА, расположенным после турбины двигателя.

Коэффициенты в формулах следующие: $\sigma_{\text{п}} = 1$, $\sigma_{\phi_1} = 1$, $\overline{G}_{\text{ут}} = 0$, $\sigma_{\phi_2} = 1$, $T_{\phi_1}^* = T_4^*$, $T_{\phi_2}^* = T_v^*$ и в формуле (5.9) $k_r = k_v$. Такие значения коэффициенты принимают потому, что газы после турбины двигателя направляются в турбину ТВА без поворота и без подогрева.

4. Двухконтурный турбореактивный двигатель с поворотом выхлопных струй воздуха после вентилятора второго контура и газов после турбины. В этой схеме двигателя отсутствует подогрев газов между турбинами, поэтому $\sigma_{\phi_1} = 1$, $T_{\phi_1}^* = T_4^*$, нет поворота газа после турбины двигателя, он непосредственно поступает в турбину ТВА. Поток газа поворачивается после турбины ТВА. Это учитывается коэффициентом $\sigma_{\text{п}}$ в формуле (5.4) и в других формулах. Нет утечки между турби-

нами ($\bar{G}_{yt}=0$). Если нет подогрева воздуха во втором контуре, то $\sigma_{\phi_2}=1$, а $T_{\phi_2}^*=T_{\text{в}}^*$ и $k_{\Gamma}=k_{\text{в}}$.

5. Турбореактивный двигатель, используемый для горизонтального полета и как газогенератор для ТВА, расположенного вертикально для создания подъемной силы.

Могут быть разные варианты этой схемы. Если нет подогрева газа перед турбиной вентилятора, то $\sigma_{\phi_1}=1$, $T_{\phi_1}^*=T_4^*$. Если нет подогрева воздуха после вентилятора, то $\sigma_{\phi_2}=1$, $T_{\phi_2}^*=T_{\text{в}}^*$ и $k_{\Gamma}=k_{\text{в}}$. У данных схем отсутствует поворот воздуха после вентилятора, поэтому $\sigma_{\pi_2}=1$. В зависимости от типа управляющего устройства $\bar{G}_{отб}=0$, а $\beta \neq 0$.

6. Двухконтурный двигатель, используемый для горизонтального полета и как источник сжатого воздуха и газа для дополнительных ТВА, создающих вертикальную тягу.

В этой схеме отсутствует подогрев газов между турбинами ТРДД, поэтому $\sigma_{\phi_1}=1$ и $T_{\phi_1}^*=T_4^*$, нет утечки между турбинами ТРДД ($\bar{G}_{yt}=0$). Но у него имеется дополнительный ТВА, питаемый воздухом из второго контура. В связи с этим необходимо установить связь между расходом воздуха через этот ТВА и расходом воздуха через двигатель и определить рациональные значения степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура, исходя из достижения максимальных значений вертикальной тяги ТВА. Из равенства мощности турбины и вентилятора дополнительного ТВА определяем коэффициент двухконтурности ТВА

$$m_2 = \frac{G_{\text{в}_2}}{G_{\text{в}}} = \frac{L_{\text{ТВА}_2}}{L_{\text{в}_2}} (1 + q_{\Gamma\phi_2}) (1 - \bar{G}_{y12}), \quad (5.15)$$

где $G_{\text{р}_2}$ — расход воздуха через дополнительный ТВА;

$\bar{G}_{yt_2}$ — утечки на участке между компрессором второго контура двигателя и турбиной дополнительного ТВА;

$L_{\text{ТВА}_2}$ — работа турбины дополнительного ТВА;

$L_{\text{в}_2}$ — работа вентилятора дополнительного ТВА.

Зная m_2 , можно определить расход воздуха через вентилятор дополнительного ТВА:

$$G_{в2} = m_2 m_1 (1 - \bar{G}_{отбв}) (1 + q_{г1}) G_{к}. \quad (5.16)$$

Таким образом, имеются все основные данные для определения вертикальной тяги силовой установки этой схемы, ее удельной тяги и удельного расхода топлива. Тяга в этом случае включает три слагаемых: тяги газового и воздушного контуров дополнительного ТВА и тягу первого газового контура основного двигателя.

Наивыгоднейшее значение степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура ТРДД определяется аналитически при условии достижения минимума мощности привода вентилятора дополнительного ТВА. Это дает наибольшую вертикальную тягу данного ТВА. Наличие наивыгоднейшего значения степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура двухконтурного ТРД с турбовентиляторным агрегатом вызывается следующими причинами.

Воздух из второго контура двухконтурного ТРД направляется в турбину ТВА. Этот воздух может иметь либо большую степень повышения давления и малую величину его расхода, либо малую степень повышения давления, но большую величину расхода при одинаковой мощности, подводимой к компрессору второго контура.

При малых значениях степени повышения давления воздуха во втором контуре потери давления на входе, на поворот и наличие скорости после турбины приводят к тому, что работа турбины приближается к нулевому значению, а расход воздуха через второй контур является вполне определенной конечной величиной. Значит, мощность турбины ТВА также невелика. При значительном увеличении степени повышения давления воздуха в компрессоре работа турбины возрастает, но интенсивность ее роста существенно меньше интенсивности падения расхода воздуха, из-за чего мощность турбины ТВА падает.

Вследствие описанного изменения работы сжатия воздуха и расхода воздуха при малых и очень больших степенях повышения давления в компрессоре мощность

турбины ТВА стремится к нулевому значению, а значит, между этими значениями должен иметь место максимум.

Составив уравнение мощности турбины ТВА, продифференцировав его и приравняв нулю, определяем наивыгоднейшее значение $\pi_{k_2}^*$:

$$\pi_{k_{2\text{опт}}}^* = \left\{ \left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{\Pi} \sigma_{вх_2} \sigma_{\Phi_1}} \right)^{\frac{k_{Г'}-1}{k_{Г'}}} + \sqrt{\left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{\Pi} \sigma_{вх_2} \sigma_{\Phi_1}} \right)^{\frac{k_{Г'}-1}{k_{Г'}}} \left[\left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{\Pi} \sigma_{вх_2} \sigma_{\Phi_1}} \right)^{\frac{k_{Г'}-1}{k_{Г'}}} - 1 \right]} \right\}^{\frac{k}{k-1}} \quad (5.17)$$

Формула (5.17) получена при условии паличия подогрева воздуха второго контура перед турбиной ТВА и сохранения температуры этого подогрева постоянной с изменением $\pi_{k_2}^*$. Из нее видно, что величина оптимальной степени повышения давления воздуха в компрессоре двухконтурного ТРД с ТВА зависит только от величин, определяющих располагаемую степень расширения воздуха (газов) после второго контура в турбине ТВА, т. е. от тех, которые указывают, во сколько уменьшается степень расширения в турбине по сравнению со степенью повышения давления воздуха во втором контуре. К этим величинам относятся: степень расширения в реактивном сопле после турбины ТВА $\pi_{св}^*$, потери полного давления на входе в компрессор второго контура $\sigma_{вх_2}$, потери полного давления, вызванные подогревом воздуха перед турбиной ТВА (σ_{Φ_1}). Последние потери зависят от величины $\pi_{k_2}^*$ (точнее от температуры воздуха за компрессором второго контура) и от температуры газов $T_{\Phi_1}^*$ перед турбиной ТВА, т. е. от степени подогрева воздуха перед турбиной ТВА, и определяются по такой формуле:

$$\sigma_{\Phi_1} = \sqrt{\frac{T_{\Phi_1}^*}{T_{k_2}^*}} \cdot \frac{q(\lambda_x)}{q(\lambda_r)} \quad (5.18)$$

Величины $q(\lambda_x)$ и $q(\lambda_r)$ определяются по таблицам газодинамических функций.

Формула (5.17) справедлива для случая, когда воздух перед входом в турбину вентилятора подогревается, т. е. для случая, когда температура на входе в турбину вентилятора задается и не является функцией $\pi_{k_2}^*$. Если воздух перед входом в турбину не подогревается, то температура на входе в турбину турбовентилятора равна температуре воздуха за компрессором второго контура и является функцией величины степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура:

$$T_{k_2}^* = \frac{T_{II}}{\gamma_{k_2}^*} \left(\gamma_{k_2}^* + \pi_{k_2}^* \frac{k-1}{k} - 1 \right). \quad (5.19)$$

Условием, при котором может быть максимум величины мощности, является

$$\begin{aligned} \pi_{k_2}^* \frac{k-1}{k} = \\ \left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{II} \sigma_{вх_2}} \right) \frac{k-1}{k} (1 - \gamma_{k_2}^*) \pm \\ = \frac{\pm \sqrt{\left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{II} \sigma_{вх_2}} \right) \frac{k-1}{k} \gamma_{k_2}^* (1 - \gamma_{k_2}^*) \left[1 - \left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{II} \sigma_{вх_2}} \right) \frac{k-1}{k} \right]}}{2 \left[\left(\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{II} \sigma_{вх_2}} \right) \frac{k-1}{k} - \gamma_{k_2}^* \right]} \end{aligned} \quad (5.20)$$

Величина $\frac{\pi_{св}^*}{\sigma_{II} \sigma_{вх_2}}$ всегда больше 1, поскольку даже

при отсутствии потерь на поворот и на входе, т. е. $\sigma_{II} \sigma_{вх_2} = 1$, величина $\pi_{св}^*$ больше 1. Тогда подкоренное выражение отрицательное, что означает, что мощность $N_{ТВА}$ максимума не имеет. Такой вывод указывает на то, что мощность турбины турбовентиляторного агрегата с увеличением степени повышения давления во втором контуре непрерывно возрастает. Все это получено в предположении, что к.п.д. компрессора второго контура не зависит от степени повышения давления во втором контуре и что мощность турбины привода компрессора второго контура также не зависит от степени повышения давления во втором контуре.

Определение диаметральных размеров турбовентиляторных агрегатов

Для описанных выше схем двигателей, имеющих турбовентиляторные агрегаты, весьма важно определить габаритные размеры турбовентиляторов. Как правило, эти размеры относительно большие, и достаточно трудно разместить ТВА такого типа на самолете. Габаритные размеры ТРД или ТРДД определяются обычными методами.

Могут быть три конструктивные схемы турбовентиляторных агрегатов (рис. 5.2):

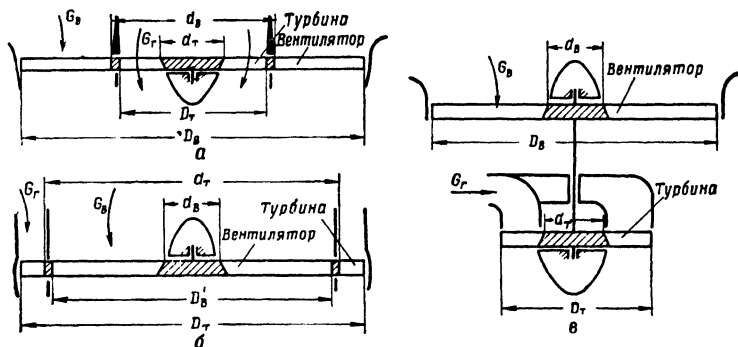


Рис. 5.2. Схемы турбовентиляторных агрегатов:

а — турбина — внутри, вентилятор — снаружи; *б* — вентилятор — внутри, турбина — снаружи; *в* — турбина и вентилятор расположены не на одном диске, а соединены валом

— турбина находится внутри, вентилятор — снаружи;
— вентилятор находится внутри, турбина — снаружи;
— вентилятор и турбина находятся не на одном диске, а расположены отдельно и связаны валом с промежуточным редуктором или без него.

Турбина находится внутри, вентилятор — снаружи. Диаметр турбины ТВА определяется из уравнения расхода газа в сечении на выходе из турбины ТВА:

$$D_T = \sqrt{\frac{4G_K (1 - \bar{G}_{отбв}) (1 + q_{т1}) (1 - \bar{G}_{ут}) (1 + q_{тф1}) \sqrt{T_{ТВА}^*}}{\pi \rho_H \pi_c^* q(\lambda_T) (1 - \bar{a}_T^2) 0,389}}. \quad (5.21)$$

Определив D_T , можно найти диаметр втулки вентилятора:

$$d_B = D_T + 2a,$$

где a — размер кольцевого бандажа для крепления концов лопаток турбины по наружному диаметру и крепления лопаток вентилятора.

Наружный диаметр вентилятора определяется из уравнения расхода воздуха через вентилятор

$$D_B = \sqrt{(D_T + 2a)^2 + \frac{4G_K m \sqrt{T_H}}{\pi p_{Hq} (\lambda_n) 0,396}}. \quad (5.22)$$

Относительный диаметр втулки вентилятора $\bar{d}_B$ находится делением d_B на D_B .

При вычислении приведенных размеров вентилятора, выполненного по данной схеме, обычно задаются относительным диаметром втулки турбины $\bar{d}_T = 0,4—0,5$ и коэффициентом скорости на выходе из турбины $\lambda_T = 0,4—0,6$.

Вентилятор находится внутри, турбина — снаружи. Из уравнения расхода воздуха через вентилятор находим наружный диаметр вентилятора

$$D_B = \sqrt{\frac{4G_K m \sqrt{T_H}}{\pi p_{Hq} (\lambda_n) (1 - \bar{d}_B^2) 0,396}}. \quad (5.23)$$

Диаметр втулки турбины турбовентиляторного агрегата равен

$$d_T = D_B + 2a.$$

Наружный диаметр турбины определяется из уравнения расхода газа на выходе из турбины ТВА:

$$D_T = \sqrt{(D_B + 2a)^2 + \dots} \\ \leftarrow \dots \frac{4G_K (1 - \bar{G}_{отб}) (1 + q_{T_1}) (1 - \bar{G}_{yT}) (1 + q_{T\Phi_1}) \sqrt{T_{TBA}^*}}{\pi \pi_c^* p_{Hq} (\lambda_T) 0,389}. \quad (5.24)$$

Относительный диаметр втулки находится как отношение диаметра втулки турбины к ее наружному диаметру.

При вычислении размеров ТВА обычно задаются носительным диаметром втулки вентилятора $\bar{d}_в = 0,35—0,4$ и скоростью на входе в вентилятор $150—200$ м/сек (или, что то же самое, $\lambda_в$).

Вентилятор и турбина находятся не на одном диске, а расположены отдельно и связаны валом с промежуточным редуктором или без него. Диаметр турбины определяется в данной схеме по формуле (5.21), а диаметр вентилятора — по формуле (5.23). Причем для определения $D_т$ и $\bar{D}_в$, а затем $d_т$ и $d_в$ необходимо задаваться $\bar{d}_в$, $\bar{d}_т$, $\lambda_в$ и $\lambda_т$, так как в этом случае нет прямой зависимости между диаметрами турбины и вентилятора.

Определение размеров рассмотренных схем турбовентиляторных агрегатов должно производиться с учетом прочности элементов.

Зависимость удельной вертикальной тяги и удельного расхода топлива силовых установок СВВП от параметров рабочего процесса

Рассмотрим зависимости удельной вертикальной тяги и удельного расхода топлива единой и составной силовых установок и установки с агрегатами усиления тяги от параметров рабочего процесса и некоторые специфические особенности, свойственные этим типам силовых установок.

Единая силовая установка. На рис. 5.3 показаны зависимости удельной вертикальной тяги ТРД с поворотом выхлопной струи и удельного расхода топлива от степени повышения давления воздуха при разных температурах газа перед турбиной при отборе за компрессором 5% воздуха на управление самолетом. Зависимости имеют такой же характер, что и у обычного ТРД без поворота струи и отбора воздуха, но значения удельных тяг у них существенно меньше, а удельного расхода топлива больше. Например, при $\pi_k^* = 8$ и температуре газов перед турбиной 1300°K удельная тяга обычного ТРД на 20—25% больше, а удельный расход топлива на 15—20% меньше, чем у ТРД для СВВП с поворотом выхлопной струи и отбором 5% воздуха на управление самолетом. Наиболее сильно

влияют на данные единой силовой установки температура газов перед турбиной и отбор воздуха. Увеличение температуры газов перед турбиной у единой силовой установки СВВП вызывает увеличение удельной тяги в большей мере, чем у обычных ТРД.

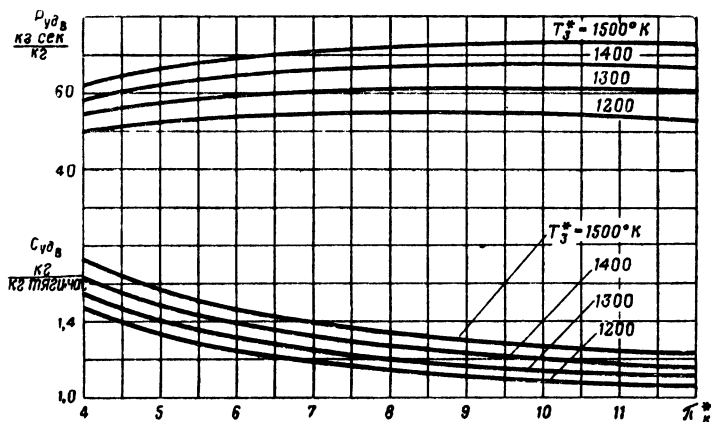


Рис. 5.3. Зависимости удельной вертикальной тяги и удельного расхода топлива ТРД с поворотными соплами от π_k^* и T_3^* при $\bar{G}_{отбв} = 0,05$

С целью повышения экономичности на режиме взлета и посадки и на крейсерских режимах целесообразно применение в качестве двигателя единой силовой установки двухконтурных (турбовентиляторных) двигателей с поворотом выхлопных струй. На рис. 5.4 приведены возможные величины удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с поворотом выхлопных струй для разных степеней повышения давления воздуха в первом контуре и разных температурах газов перед турбиной. Графики, приведенные на рисунке, построены для величины отбора воздуха 5% и степени повышения давления в компрессоре второго контура 2,5.

Хотя удельная тяга и экономичность ТРДД с увеличением отбора воздуха падают в большей степени, чем ТРД, абсолютные значения удельного расхода топлива ТРДД, как это видно из рис. 5.4, все же существенно ниже по сравнению с ТРД (рис. 5.3) — на 25—30%.

Для уменьшения степени дросселирования единой силовой установки по тяге на крейсерских режимах полета у земли целесообразно во втором контуре ТРДД подогревать воздух.

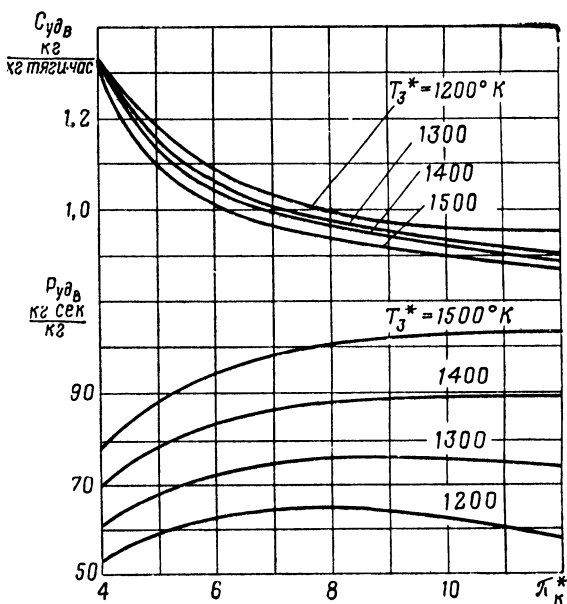


Рис. 5.4. Зависимости удельной вертикальной тяги и удельного расхода топлива ТРДД с поворотными соплами от π_k^* и T_3^* при $\bar{G}_{отбв} = 0,05$ и $\pi_v^* = 2,5$

На рис. 5.5 показано влияние степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной на удельную тягу, удельный расход и коэффициент двухконтурности ТРДДФ для разных степеней повышения давления в компрессоре первого контура от 4 до 12 и разных температурах газов перед турбиной от 1200 до 1500°K. Из рисунка видно, что при подогреве воздуха удельная вертикальная тяга возрастает на 20—40% по сравнению с двигателем, у которого воздух после вентилятора не подогревается.

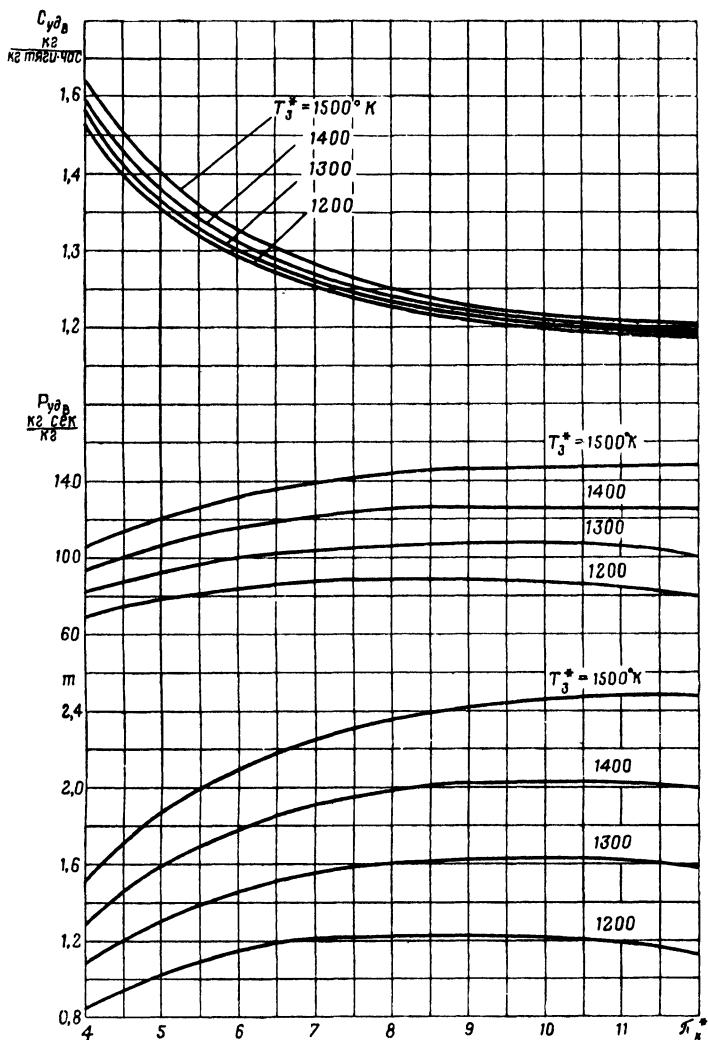


Рис. 5.5. Влияние степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной на удельную тягу, удельный расход топлива и коэффициент двухконтурности ТРДД с подогревом воздуха во втором контуре до $800^\circ K$ при $\bar{G}_{отбв} = 0,05$ и $\pi_v^* = 2$; $\pi_{св}^* = 1,195$

Удельный расход также увеличивается, но не превосходит удельного расхода топлива ТРД.

С увеличением степени повышения давления воздуха в компрессоре удельный расход топлива существенно

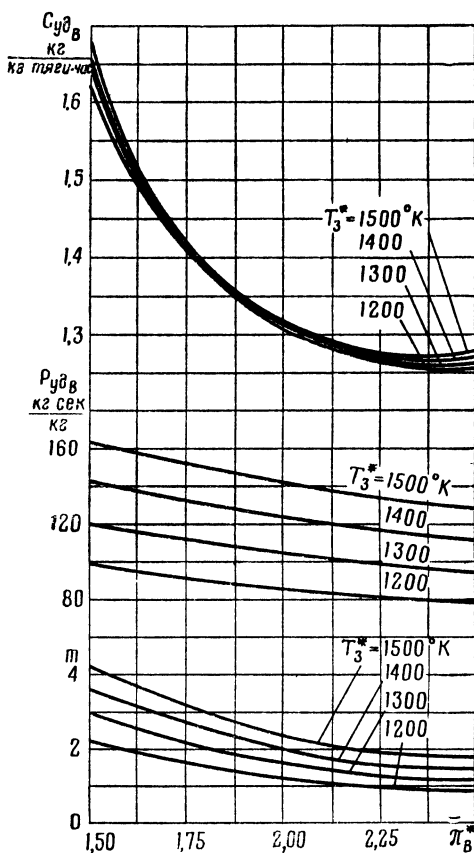


Рис. 5.6. Влияние степени повышения давления воздуха в вентиляторе на основные данные ТРДД с подогревом воздуха после вентилятора до 800°K

но уменьшается. Рост температуры газов перед турбиной весьма мало сказывается на величине удельного расхода топлива, но приводит к увеличению удельной тяги. На рис. 5.6 показано влияние степени повышения

давления в вентиляторе на основные данные ТРДД с подогревом воздуха после вентилятора до тех же 800°K . С уменьшением степени повышения давления воздуха в вентиляторе удельная тяга растет. Например, при уменьшении π_v^* с 2,5 до 1,5 удельная тяга увеличивается примерно на 25%, но одновременно резко возрастает удельный расход топлива на 30—35%. Особенно неблагоприятен переход к степеням повышения давления в вентиляторе ниже 2. Так, уменьшение π_v^* от 2 до 1,5, приводя к росту удельной тяги на 15%, вызывает увеличение удельного расхода топлива на 27—30%.

При полете СВВП с единой силовой установкой на малых высотах требуются малые значения тяги силовой установки, поэтому приходится ее значительно дросселировать. Действительно, для обеспечения вертикального взлета тяговооруженность самолета составляет 1,15—1,2, т. е. тяга силовой установки на 15—20% выше взлетного веса самолета. При полете такого самолета у земли потребная тяга в крейсерском полете составляет примерно 25—27% взлетного веса или 20—22% максимальной взлетной тяги. На подобных дроссельных режимах наблюдаются высокие значения удельных расходов топлива. Например, у турбореактивного двигателя на скорости полета 900 км/час у земли при тяге, равной 20% взлетной, удельный расход топлива равен 2 кг/кг тяги · час (рис. 5.7). Это значит, что единая силовая установка при полете самолета у земли имеет плохую экономичность. По экономичности она находится на уровне турбореактивных двигателей с включенной форсажной камерой.

Применение в качестве единой силовой установки турбореактивного двигателя с небольшим форсажем может привести к улучшению экономичности на глубоких дроссельных режимах. На рис. 5.7 приведена также зависимость удельного расхода топлива ТРД с форсажной камерой (ТРДФ) 2 от степени дросселирования (отношения тяги в полете к максимальной земной статической тяге). Из рисунка видно, что ТРД с форсажной камерой более экономичен по сравнению с ТРД, особенно на глубоких дроссельных режимах $\bar{P} \leq 0,3$. Например, при тяге, составляющей 20% максимальной земной статической тяги у ТРД с форсажной камерой,

удельный расход топлива равен $1,85 \text{ кг/кг тяги} \cdot \text{час}$ против $\sim 2 \text{ кг/кг тяги} \cdot \text{час}$ у турбореактивного двигателя без форсажа. Это связано с меньшей степенью дросселирования ТРДФ уменьшением оборотов при одинаковых тягах за счет выключения форсажной камеры.

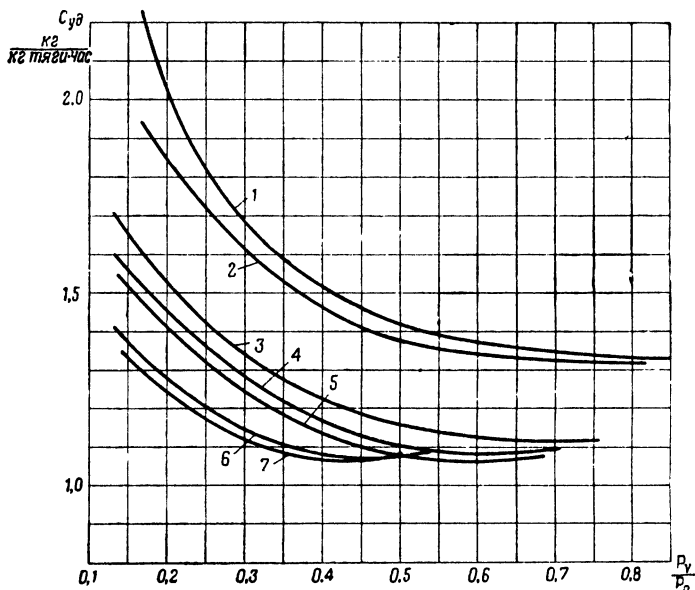


Рис. 5.7. Зависимости удельного расхода топлива ТРД и ТРДД от степени дросселирования при $H=0$; $V=900 \text{ км/час}$; $\pi_{\Sigma}^*=12,4$; $\pi_{\text{кп}}^*=2,06$:

1 — ТРД; 2 — ТРД с форсажной камерой; 3, 4, 5 — ТРДД (3 — степень двухконтурности $m=0,8$; 4 — $m=1,2$; 5 — $m=1,6$); 6, 7 — ТРДД с форсажем во втором контуре (6 — температура форсажа $T_{\text{ф}}^*=1100^\circ \text{ К}$; 7 — 1300° К)

Турбореактивный двигатель на скорости 900 км/час у земли имеет тягу, с которой начинается дросселирование, равную $0,94$ максимальной взлетной тяги, а ТРД с форсажем — $0,82$.

Значительно лучшую экономичность на глубоких дроссельных режимах имеют двухконтурные турбореактивные двигатели. Как видно из рис. 5.7, удельный расход топлива ТРДД 3 при тяге, равной 20% взлетной,

и степени двухконтурности $m=0,8$ составляет $\sim 1,5$ кг/кг тяги $\cdot$ час. На этом же рисунке даны зависимости удельного расхода топлива от относительной тяги для разных значений степени двухконтурности. С увеличением степени двухконтурности до 1,2 (кривая 4) и до 1,6 (кривая 5) наблюдается уменьшение удельного расхода топлива во всем диапазоне дроссельных режимов. Правда, снижение удельных расходов топлива в этом случае сравнительно невелико — 1,4—1,45 кг/кг тяги $\cdot$ час против 1,5 кг/кг тяги $\cdot$ час.

Более заметное снижение удельных расходов топлива на глубоких дроссельных режимах наблюдается у двухконтурных двигателей с форсажем во втором контуре (кривые 6 и 7). Причем уже небольшие температуры подогрева воздуха во втором контуре (1100°K) приводят к заметному повышению экономичности на глубоких дроссельных режимах (кривая 6). Повышение температуры во втором контуре до 1300°K вызывает сравнительно небольшое уменьшение удельных расходов топлива (кривая 7) по сравнению с температурой 1100°K .

Из рис. 5.7 следует, что у ТРДД с форсажем во втором контуре с тягой, равной 20% взлетной, на скорости 900 км/час у земли могут быть получены удельные расходы топлива примерно 1,25—1,30 кг/кг тяги $\cdot$ час. У ТРД в этих же условиях удельный расход топлива равен 2 кг/кг тяги $\cdot$ час. Таким образом, ТРДД, и особенно ТРДД с форсажем во втором контуре, имеют значительные преимущества по экономичности по сравнению с ТРД на глубоких дроссельных режимах.

Анализ графиков, приведенных на рис. 5.7, показывает, что тяга двухконтурных ТРД по скорости полета падает быстрее, чем у ТРД. В результате этого на данной скорости полета до потребной величины тяги производится дросселирование, начиная с существенно меньшей величины исходной тяги. Так, например, на скорости полета 900 км/час исходная тяга ТРД равна 0,94 взлетной, а у ТРДД при степени двухконтурности $m=0,8$ составляет 0,77 взлетной, при степени двухконтурности $m=1,2$ —0,71, а при применении подогрева во втором контуре 0,51—0,53 взлетной тяги.

Значит, для достижения одинаковой потребной тяги при полете у земли (например, 0,2 взлетной) у ТРД при-

ходится уменьшать тягу в 4,7 раза, у ТРДД — в 3,5—3,8 раза, а у ТРДД с форсажем во втором контуре — только в 2,5—2,6 раза. Это одна из существенных причин лучшей экономичности ТРДД с форсажем на глубоких дроссельных режимах.

Необходимо отметить, что при применении форсажа во втором контуре ТРДД не только повышаются его тяга (в земных статических условиях тяга увеличивается на 25—30%) и экономичность на дроссельных режимах, но и уменьшаются вес двигателя и его габариты.

Таким образом, для заданной величины взлетной тяги данного СВВП, применив форсирование ТРДД, можно уменьшить размерность двигателя (уменьшить расход воздуха), а значит, его вес и габариты. В связи с этим могут потребоваться и несколько бóльшие температуры подогрева воздуха во втором контуре, чем рациональные по соображениям экономичности на глубоких дроссельных режимах.

Составная силовая установка, как уже указывалось, включает легкие подъемные двигатели и маршевые двигатели. Если маршевые двигатели не участвуют в создании вертикальной тяги, то их зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива ничем не отличаются от обычных газотурбинных двигателей, применяемых на самолетах с нормальным взлетом. Если маршевые двигатели создают часть вертикальной тяги, то они не отличаются от единой силовой установки по зависимости основных данных от параметров рабочего процесса. Учитывая сказанное, рассмотрим зависимости основных данных от параметров рабочего процесса только для подъемных двигателей.

Для подъемных двигателей вследствие весьма жестких требований к ним по весу целесообразно выбирать малые степени повышения давления в компрессоре. Однако слишком малые значения нежелательны из-за резкого падения удельной тяги, особенно при сравнительно высоких температурах газов перед турбиной. Это наглядно иллюстрируется рис. 5.8, на котором показана относительная удельная тяга в диапазоне степеней повышения давления от 3 до 8 для разных температур газов перед турбиной. За единицу принято значение удельной тяги при $\pi_k^* = 4$. Увеличение степени повыше-

ния давления в компрессоре от 3 до 6 вызывает рост удельной тяги на 18%, а с 6 до 8 — на 3%. В связи с этим для подъемных двигателей выбирают степень повышения давления 4—6.

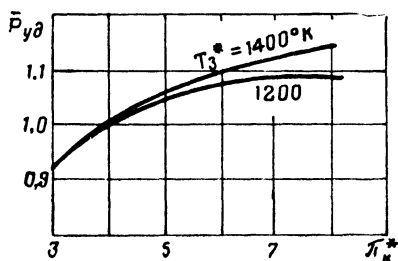


Рис. 5.8. Изменение удельной тяги подъемного ТРД с увеличением π_k^* и T_3^*

На рис. 5.9 приведены зависимости удельной тяги, удельного расхода топлива и диаметра подъемного двухконтурного двигателя с газовым приводом вентилятора (схема его показана на рис. 3.15) в зависимости от степени двухконтурности при разных значениях отбора воздуха за компрессором на управление самолетом. Графики построены для температуры газов перед турбиной двигателя 1300°K и $\pi_k^* = 6$. Повышение степени двухконтурности увеличивает вертикальную тягу подъемного двигателя с турбовентиляторным агрегатом и повышает его экономичность.

Представляет большой интерес влияние температуры газов перед турбиной на основные данные подъемного двигателя с ТВА. На рис. 5.10 показано, как влияет температура газов на удельную тягу подъемного ТРДД₂ и его экономичность. Как видно, температура газов перед турбиной является весьма эффективным средством улучшения основных данных подъемных ТРДД₂. С ростом температуры газов возрастает не только удельная вертикальная тяга, но и снижается удельный расход топлива, особенно при больших значениях отбора воздуха на управление самолетом. При отсутствии отбора воздуха за компрессором возрастает

ние температуры газов перед турбиной двигателя от 1200 до 1400° К вызывает увеличение удельной тяги на 40% и снижение удельного расхода топлива на 4%;

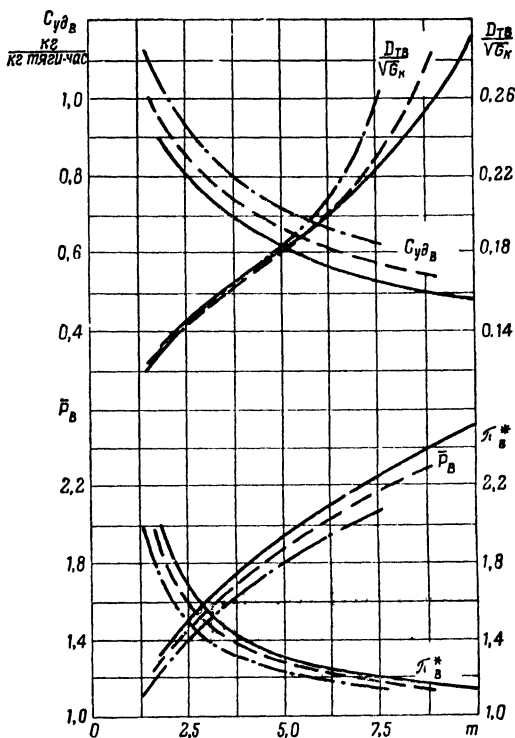


Рис. 5.9. Зависимости удельной тяги, удельного расхода топлива и диаметра подъемного ТРДД₂ от m и $\bar{G}_{отбв}$ ($T_3 = 1300^\circ \text{ К}$, $\pi_k^* = 6$):

— $\bar{G}_{отбв} = 0$; — — $\bar{G}_{отбв} = 0,05$;
— · — $\bar{G}_{отбв} = 0,1$

при 15% отборе воздуха удельная тяга увеличивается на 50%, а удельный расход топлива уменьшается примерно на 15%.

Параметры рабочего процесса оказывают большое влияние на основные данные подъемных ТРДД₂. С увеличением степени повышения давления в компрессоре

газогенератора вертикальная тяга значительно возрастает, а удельный расход топлива падает. Увеличение степени повышения давления в компрессоре с 4 до 6 вызывает увеличение вертикальной тяги на 18—20% и уменьшение удельного расхода топлива на 20—22%.

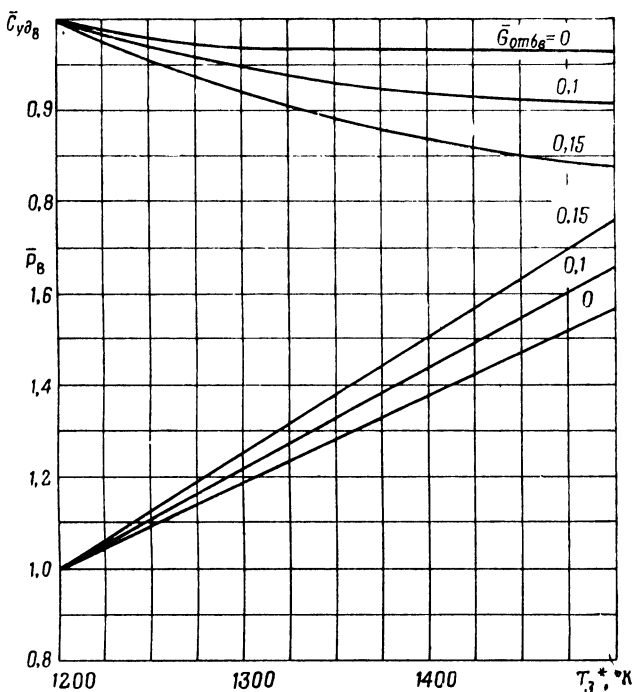


Рис. 5.10. Влияние T_3^* на удельную тягу и удельный расход топлива подъемного ТРДД₂ с разными значениями отбора воздуха

Эти данные соответствуют постоянному значению степени повышения давления воздуха в вентиляторе ТВА и постоянной температуре газов перед турбиной. Увеличение тяги и повышение экономичности при данных условиях связано с увеличением мощности турбины, приводящей в движение вентилятор ТВА, и вследствие этого с увеличением расхода воздуха через вентилятор, т. е. с увеличением степени двухконтурности.

Учитывая, что при этом увеличиваются диаметральный размер турбовентиляторного агрегата и его вес, для определения целесообразных значений степени повышения давления в компрессоре двигателя необходимо оценить сумму веса и расходуемого топлива в течение

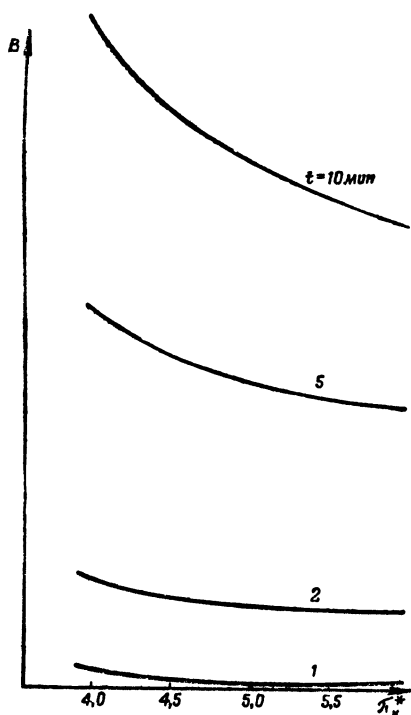


Рис. 5.11. Зависимость параметра B от степени повышения давления воздуха в вентиляторе ТРДД₂ при разном времени работы

данного времени создания вертикальной тяги (параметр $B = \gamma + C_{уд}t$).

Исходя из зависимости этой суммы от степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* (рис. 5.11) рациональными значениями π_k^* для времени создания вертикальной тяги 1—2 мин являются величины 4,5—5, а для времени 5—10 мин — 5—5,5.

Оценивая таким же путем зависимость параметра B от степени повышения давления воздуха в вентиляторе ТВА π_v^* , можно найти, что при выбранных исходных данных лучшие результаты получаются при $\pi_v^* = 1,35$ для времени взлета и посадки 2 мин, $\pi_v^* = 1,25$ — для времени взлета и посадки 5 мин и $\pi_v^* = 1,15$ —1,20 — для 10 мин.

Очевидно, что приведенные данные являются примером оценки рациональных значений π_k^* и π_v^* для принятых исходных данных, изменение которых, естественно, повлияет и на соответствующие величины степени повышения давления воздуха в компрессоре двигателя и в вентиляторе ТВА.

Подъемные ТРДД₂ могут иметь не газовый, а механический привод вентилятора, как это показано на рис. 3.23. Для этой схемы подъемных двигателей влияние параметров рабочего процесса (степени сжатия воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной) оказывается таким же, что и для ТРДД₂ с газовым приводом вентилятора. Для нее справедливы те же рациональные значения этих параметров.

Что же касается степени повышения давления в вентиляторе, то у двигателей с механическим приводом вентилятора ее рациональные значения значительно ниже, чем у двигателей с газовым приводом, особенно при большом времени создания вертикальной тяги, когда целесообразно снижать степень повышения давления в вентиляторе до значений, равных 1,1. Это вызвано большой долей веса механической передачи в весе всего двигателя, и хотя с уменьшением π_v^* вес ТВА увеличивается, но его влияние на общий вес подъемного двигателя сказывается в меньшей мере, чем у двигателя с газовым приводом, у которого отсутствует механическая передача и вследствие этого у него доля веса ТВА в весе всего двигателя существенно больше.

Силовые установки с агрегатами усиления тяги имеют наиболее сложные зависимости основных данных от параметров рабочего процесса.

На рис. 5.12 приведены зависимости удельной вертикальной тяги ТРД с турбовентиляторным агрегатом, удельного расхода топлива и степени двухконтурности

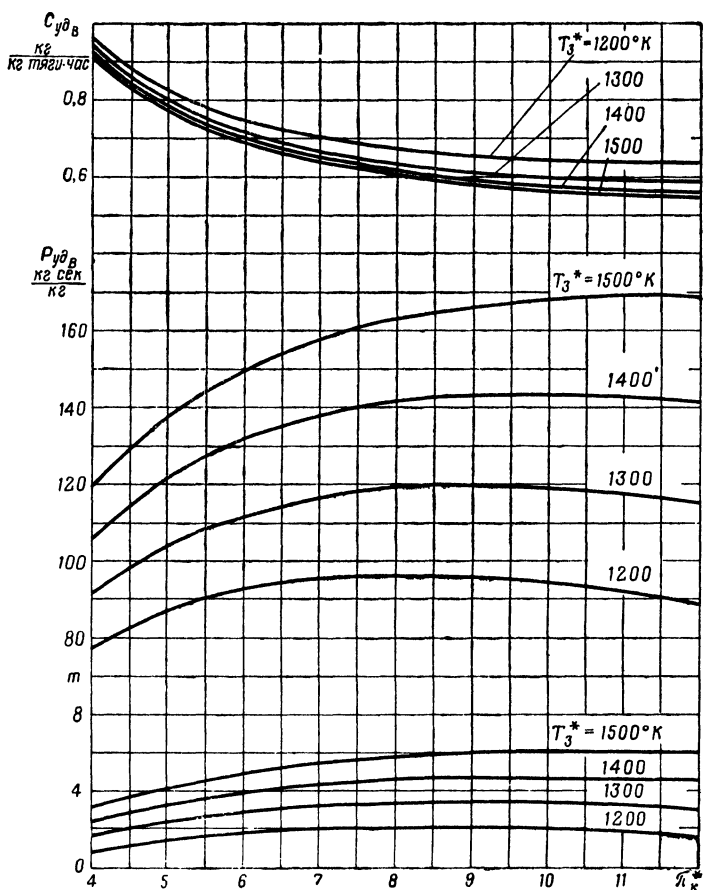


Рис. 5.12. Зависимости удельной вертикальной тяги, удельного расхода топлива и степени двухконтурности ТРД с ТВА от π_k^* и T_3^* при следующих значениях параметров:

$$\bar{G}_{отб_B} = 0,05, \tau_B^* = 1,25, \sigma_{вх_B} = 0,95, \bar{G}_{yT} = 0,03$$

от степени повышения давления в компрессоре ТРД для разных температур газов перед турбиной двигателя.

С увеличением степени повышения давления воздуха в компрессоре удельная тяга возрастает, достигает максимального значения и затем уменьшается. Для больших температур газа перед турбиной ТРД максимум

по удельной вертикальной тяге наступает при больших степенях повышения давления воздуха в компрессоре ТРД. Характер протекания кривых удельных вертикальных тяг подобен протеканию кривых степени двухконтурности ТРД с ТВА. Наличие максимума вертикальной удельной тяги связано с характером изменения степени расширения газов в турбине ТВА и температуры газов перед турбиной ТВА. С увеличением степени повышения давления в компрессоре при данной постоянной температуре перед турбиной ТРД температура газов перед турбиной ТВА падает, но растет степень расширения газов на турбине ТВА. Вследствие этого мощность турбины ТВА увеличивается. Начиная с некоторого значения степени повышения давления воздуха в компрессоре, степень расширения газов на турбине ТВА растет очень медленно, а температура газа на входе в эту турбину продолжает падать, поэтому начинает падать и мощность турбины ТВА. Значит, имеет место максимум мощности турбины ТВА. С увеличением мощности турбины ТВА для данного постоянного значения π_v^* возрастает расход воздуха через вентилятор, а значит, и тяга вентилятора. Следовательно, при наличии максимума мощности турбины ТВА имеется максимум степени двухконтурности и суммарной удельной вертикальной тяги ТРД с ТВА.

Удельный расход топлива с увеличением температуры газов перед турбиной уменьшается.

Уменьшение степени повышения давления воздуха в вентиляторе ТВА положительно сказывается на величине удельной вертикальной тяги и на удельном расходе топлива, но одновременно вызывает увеличение габаритов турбовентиляторного агрегата (рис. 5.13). Последнее обусловлено значительным ростом степени двухконтурности ТВА, т. е. увеличением расхода воздуха через вентилятор ТВА при неизменном расходе воздуха через компрессор ТРД. Этот рост наиболее интенсивен в области малых значений степени повышения давления воздуха в вентиляторе от 1,5 до 1,15 и ниже. Так, уменьшение π_v^* с 1,5 до 1,15 вызывает увеличение степени двухконтурности и соответственно расход воздуха через вентилятор в три раза, в то время как суммарная вертикальная тяга возрастает при этом только

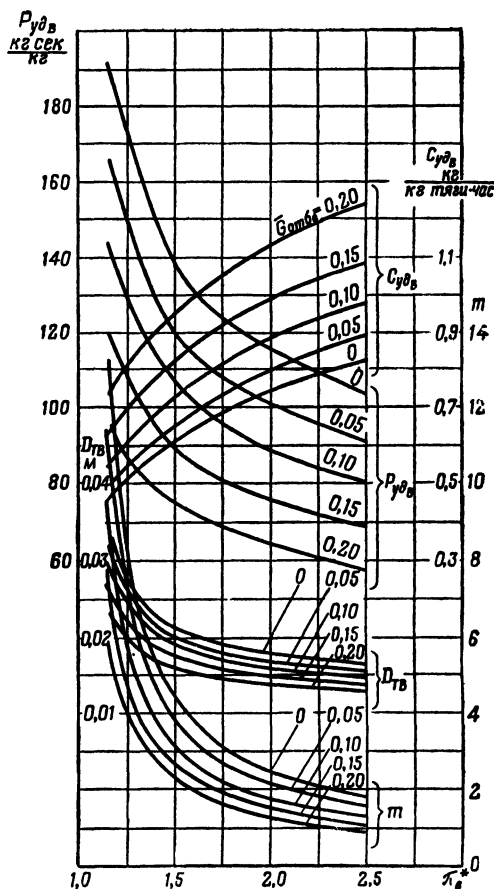


Рис. 5.13. Влияние на основные данные ТРД с ТВА степени повышения давления в вентиляторе. Приняты следующие значения параметров:

$$\pi_k^* = 8; \pi_{св}^* = 1.17; T_3^* = 1400^\circ \text{K}, \sigma_{ц} = 0.9; \bar{G}_{YT} = 0.03$$

на 35%. Удельный расход топлива уменьшается с падением степени повышения давления воздуха в вентиляторе в том же отношении, в каком растет тяга, так как часовой расход топлива без дополнительного подвода топлива не зависит от величины π_b^* .

На рис. 5.14 показаны зависимости относительной тяги ТРД с ТВА от степени двухконтурности при разных значениях температуры газов перед турбиной ТРД и разных отборах воздуха за компрессором на управление самолетом. Относительная тяга представляет собой отношение вертикальной тяги ТРД с ТВА с дан-

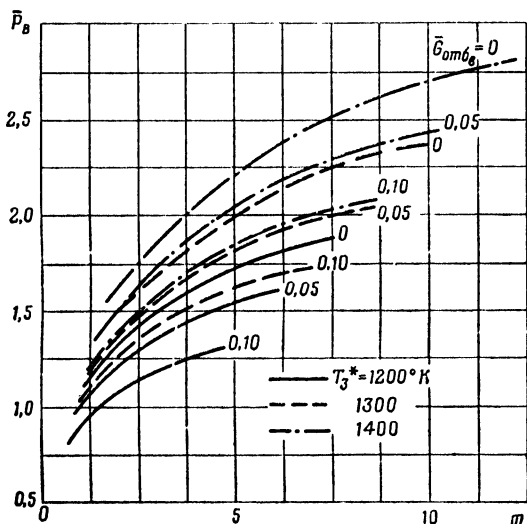


Рис. 5.14. Зависимости относительной тяги ТРД с ТВА от степени двухконтурности, температуры газов перед турбиной и разных отборах воздуха

ным значением отбора к тяге исходного ТРД, используемого в качестве газогенератора для силовой установки с ТВА. Тяга последнего берется без отбора воздуха.

Графики характеризуют возможное увеличение вертикальной тяги ТРД с ТВА по сравнению с исходным ТРД. Из них следует, что при высоких значениях степени двухконтурности (малых π_v^*) и высоких температурах газов перед турбиной можно получить увеличение вертикальной тяги ТРД с ТВА по отношению к тяге маршевого ТРД в два раза и более.

Основные данные ТРД с ТВА при подогреве газов перед турбиной ТВА даны на рис. 5.15. Если сопоставить данные, приведенные на рис. 5.15 и 5.12, то можно убедиться, что суммарная удельная вертикальная тяга с подогревом газов перед турбиной ТВА до 1300° К увеличивается на 25—30% по сравнению с ТРД и ТВА, не имевших подогрева. Удельный расход топлива по вертикальной тяге при подогреве заметно возрастает. В указанном примере он растет практически тоже на 25—30%. Увеличивается также коэффициент двухконтурности, а значит, и диаметр ТВА. Отсюда следует, что подогрев газов перед турбиной не дает особых преимуществ по сравнению с другими путями увеличения вертикальной тяги силовой установки СВВП.

С ростом степени расширения газов после турбины ТВА вертикальная тяга силовой установки с ТВА падает незначительно (рис. 5.16). Так, увеличение $\pi_{св}^*$ с 1,17 до 1,25 приводит к падению вертикальной тяги всего на 2%. Диаметр турбовентиляторного агрегата при этом уменьшается на 7%. Это благоприятно сказывается на величину веса турбины ТВА.

На основные данные ТРД с ТВА заметное влияние оказывают к.п.д. элементов. Так, изменение к.п.д. турбины и вентилятора ТВА на 1% вызывает соответствующее изменение вертикальной тяги на 0,7—0,8%; изменение к.п.д. турбины и компрессора ТРД на 1% приводит к изменению вертикальной тяги на 2—2,2%.

Значительное влияние на основные данные ТРД с ТВА оказывают потери полного давления на входе в турбовентиляторный агрегат и выходе из него. Особенно ощутимо это влияние при небольших степенях повышения давления в вентиляторе ($\pi_v^* = 1,15$ и ниже). На рис. 5.17 приведена зависимость относительной вертикальной тяги ТВА от величины потерь полного давления на входе в вентилятор при разных значениях степени повышения давления в вентиляторе. При $\pi_v^* = 1,1$ потери полного давления на входе в вентилятор на величину тяги ТВА влияют весьма сильно. Так, если потери составят 4% ($\sigma_{вхв} = 0,96$), то тяга упадет на 20%, а если потери увеличатся до 6% ($\sigma_{вхв} = 0,94$), то тяга уменьшится на 35—40% по сравнению с вертикальной

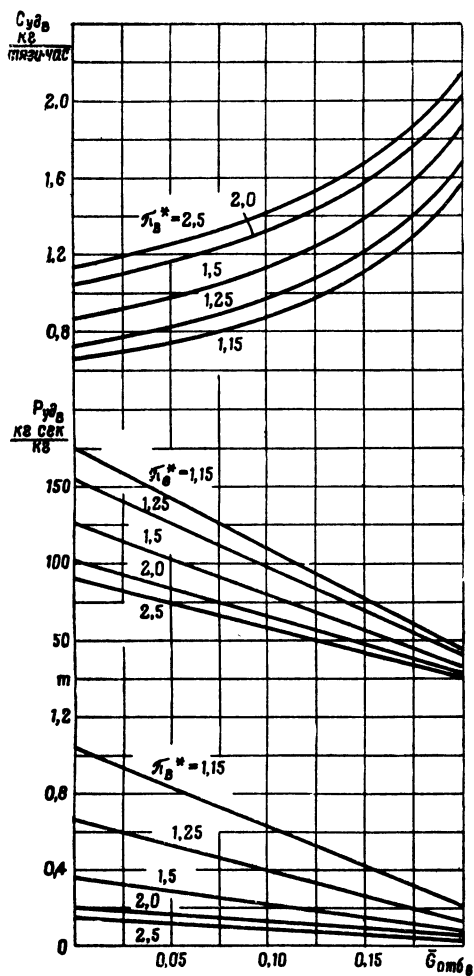


Рис. 5.15. Основные данные ТРД с ТВА при подогреве газов перед турбиной ТВА до 1300°K в зависимости от $\bar{G}_{отб\ g}$ и π_b^*
 $(T_3^* = 1200^\circ\text{K}, \pi_k^* = 8, \bar{G}_{yt} = 0,03)$

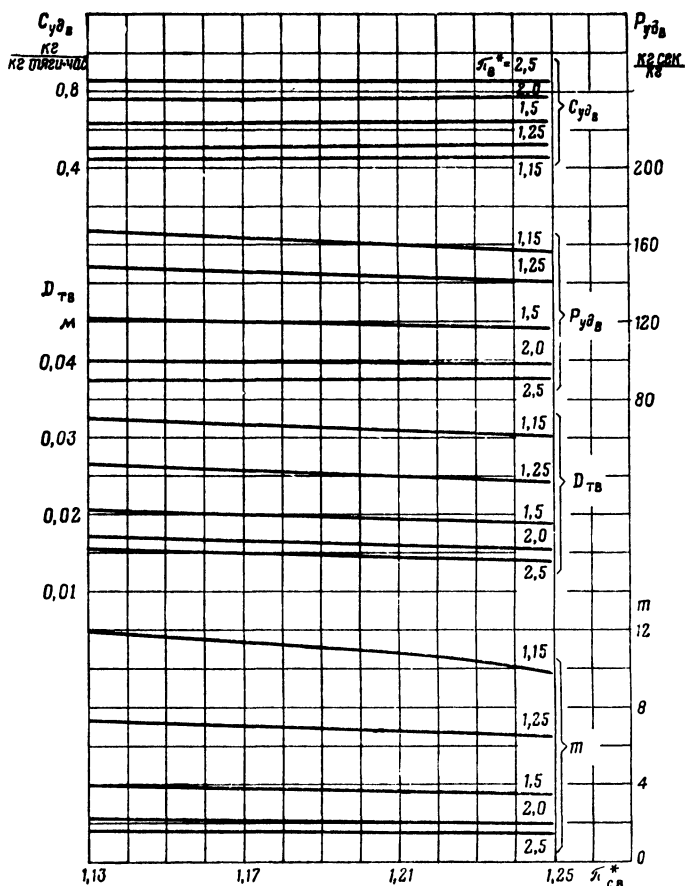


Рис. 5.16. Влияние скорости газов на выходе из турбины ТВА на основные данные ТРД с ТВА ($T_3^* = 1400^\circ\text{K}$, $\bar{G}_{отбв} = 0,05$, $\sigma_{п} = 0,9$)

тягой ТВА без потерь на входе в вентилятор. При больших $\pi_{св}^*$ влияние потерь на входе в вентилятор уменьшается.

На рис. 5.18 приведены экспериментальные данные зависимости коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор от отношения скорости на

входе воздуха в вентилятор V_1 к скорости движения воздуха в невозмущенном потоке V_0 . Точками обозначены результаты для вентилятора без направляющих лопаток на входе, а кружками — с направляющими лопатками на входе в вентилятор. Применение направля-

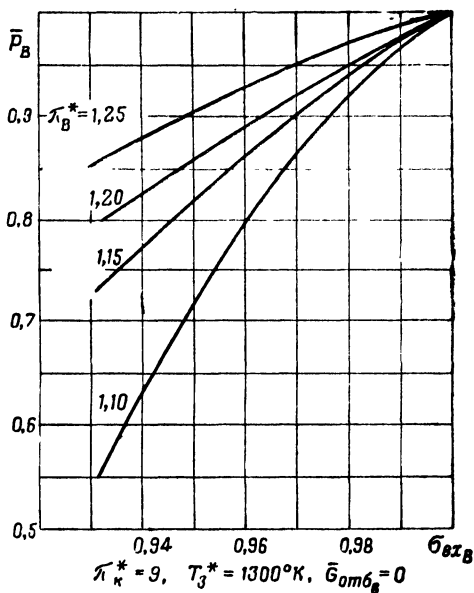


Рис. 5.17. Влияние потерь полного давления на входе в вентилятор ТВА на вертикальную тягу ТРД с ТВА

ющих лопаток на входе в вентилятор позволяет получить коэффициенты сохранения полного давления на входе в него 97—98% при отношении скоростей два и более.

Таким образом, одним из наиболее важных параметров рабочего процесса, определяющих тягу, экономичность, габариты и вес силовой установки с ТВА, является степень повышения давления воздуха в вентиляторе ТВА. Ее расчетная оценка по сумме веса силовой установки и топлива для разных значений времени создания вертикальной тяги показывает, что целесообразно ее выбирать в пределах 1,15—1,25. Однако из сооб-

ражений требуемой величины вертикальной тяги для данного самолета и существующего доведенного турбореактивного двигателя, наиболее подходящего в качестве газогенератора, величина степени повышения давления воздуха в вентиляторе ТВА может быть принята и ниже.

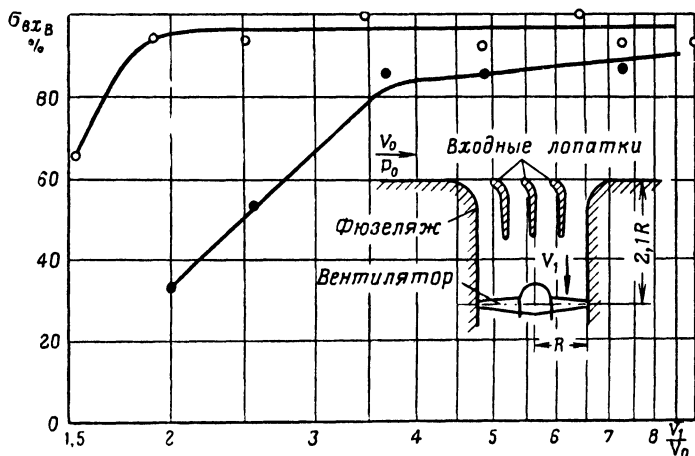


Рис. 5.18. Зависимость коэффициента сохранения полного давления на входе в вентилятор от отношения скорости на входе воздуха в вентилятор V_1 к скорости движения воздуха V_0 :

● — без направляющих лопаток; ○ — с направляющими лопатками

У силовых установок с ТВА могут применяться механические приводы вентилятора. Достоинством механического привода являются меньшие потери мощности в приводе 1—2% против 7—12% для газового.

Силовая установка с эжекторными соплами, служащими для создания вертикальной тяги, отличается от силовой установки с ТВА типом агрегата усиления тяги и его характеристиками.

На рис. 5.19 приведена зависимость степени увеличения вертикальной тяги силовой установки с эжекторным агрегатом по отношению к исходному ТРД, являющемуся газогенератором, от отношения площади сечения камеры смешения эжектора к площади сопел, через которые истекает эжектирующий газ (газы, по-

даваемые после турбины ТРД). Сплошная кривая соответствует конструкции эжектора, изображенного справа, пунктирная — конструкции эжектора, изображенного слева. Для обеспечения сравнительно больших значений увеличения тяги силовой установки с эжекторными соплами необходимы весьма высокие ве-

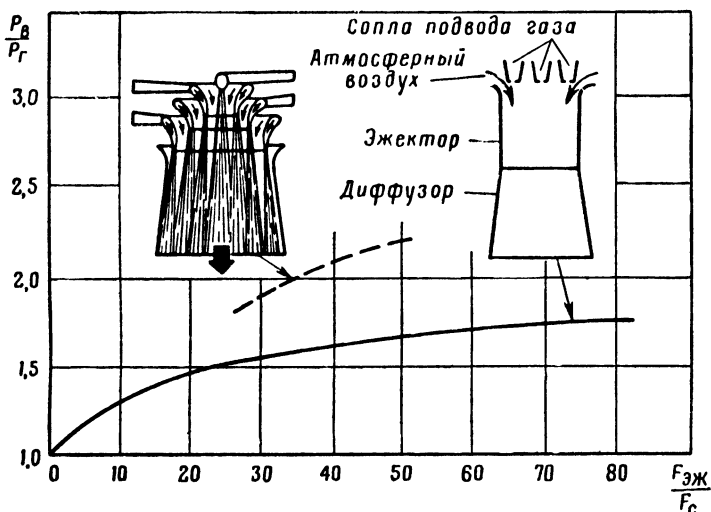


Рис. 5.19. Зависимость степени увеличения вертикальной тяги силовой установки с эжекторным агрегатом от отношения площади выхода из эжектора к площади сопел, через которые истекает эжектирующий газ, для двух схем эжекторов

личины отношения площади эжектора к площади сопел — от 15 до 50. При значениях отношения площадей 10—12, соответствующих турбовентиляторным агрегатам, увеличение тяги за счет применения эжектора составляет 1,3—1,4. Реализация степеней увеличения тяги 1,8—2,2, требующая весьма больших значений отношения площадей (25—50), связана с необходимостью наличия больших объемов для размещения силовой установки на СВВП.

Для этого типа силовой установки большое значение имеет отработка эффективных входных и выходных устройств, поскольку потери в них еще в большей мере влияют на величину тяги, чем в ТВА.

Удельный вес двигателя СВВП

Очень важным параметром двигателя СВВП, характеризующим его совершенство, является удельный вес по вертикальной тяге. Удельным весом двигателя СВВП $\gamma_{двв}$ называется отношение сухого его веса $G_{дв}$ с агрегатами, обеспечивающими работу двигателя, к максимальной величине вертикальной тяги P_v в стандартных атмосферных условиях:

$$\gamma_{двв} = \frac{G_{дв}}{P_v}. \quad (5.25)$$

Элементы силовой установки, служащие для создания вертикальной тяги (поворотные сопла, подъемные двигатели, эжекторные сопла, турбовентиляторные агрегаты и др.), в горизонтальном полете являются «мертвым грузом». Поэтому предъявляются очень жесткие требования к уменьшению их веса. Чем меньше удельный вес двигателя для СВВП, тем больше может быть запас топлива на данном самолете или больше вес полезной нагрузки. Созданные подъемные ТРД имеют удельный вес 0,063 кг/кг тяги. Конструируются подъемные двигатели с удельным весом 0,050 кг/кг тяги и ниже. При достижении таких удельных весов подъемных ТРД и ТРДД летные данные СВВП, в первую очередь по дальности полета, значительно приблизятся к обычным самолетам.

Удельный вес двигателя зависит от следующих основных факторов: параметров рабочего процесса, величины тяги, назначенного ресурса, применяемых материалов, применяемых систем топливопитания, запуска, регулирования, смазки, конструктивных параметров. С уменьшением тяги подъемного ТРД удельный вес его уменьшается.

На рис. 5.20 приведена зависимость веса ТРД от величины расхода воздуха через двигатель, т. е., иначе говоря, от размерности двигателя. При расходе воздуха 90 кг/сек вес двигателя равен 1300 кг, а при расходе воздуха 18 кг/сек — 140 кг. Это значит, что для одинаковых значений удельных тяг, например 71 кгсек/кг, удельный вес первого двигателя равен 0,205, а второго — 0,11 кг/кг тяги. Видим, что одно только уменьше-

ние величины тяги двигателя приводит к снижению удельного веса двигателя почти в два раза. Следовательно, выбор тяги подъемных двигателей является одним из важных путей достижения низких удельных весов таких двигателей. Однако уменьшение величины тяги подъемного ТРД не является единственным путем снижения его удельного веса.

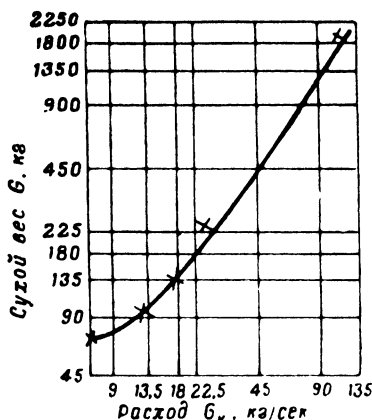


Рис. 5.20. Влияние расхода воздуха на величину веса ТРД. Крестиками обозначены данные по опубликованным конструктивным проработкам

С учетом изменения степени повышения давления воздуха в компрессоре вес подъемного турбореактивного двигателя для ориентировочных оценок может быть определен по формуле

$$G_{дв} = CG_k^{1,35} \sqrt{\frac{k-1}{\pi_k^* k} - 1}, \quad (5.26)$$

где C — коэффициент, характеризующий уровень конструктивного совершенства двигателя; для выполненных образцов двигателей он равен 1,5;

G_k — расход воздуха через компрессор, кг/сек;

k — показатель адиабаты сжатия воздуха в компрессоре; для воздуха он равен 1,4.

Из формулы (5.26) видно, что чем ниже расход воздуха через компрессор, тем меньше будет вес подъемного двигателя. Значит, все факторы, которые способствуют уменьшению расхода воздуха через компрессор: повышение температуры газов перед турбиной, повышение к.п.д. компрессора и турбины, снижение потерь давления по газозадушному тракту — влияют на уменьшение веса.

На вес двигателя оказывает влияние также степень повышения давления воздуха в компрессоре, но в меньшей мере, чем расход воздуха. Из формулы (5.26) следует, что с точки зрения достижения минимального веса двигателя целесообразно выбирать относительно низкие значения π_k^* . Однако выбирать $\pi_k^* < 4$ оказывается невыгодно, так как в этом случае резко уменьшается удельная тяга и вследствие этого для получения необходимой величины тяги требуется увеличивать расход воздуха через компрессор. Это сопровождается возрастанием веса двигателя. Надо принимать π_k^* такой величины, когда при относительно высоких значениях температуры газов перед турбиной еще наблюдается достаточно интенсивное увеличение удельной тяги, а значит, уменьшение расхода воздуха для заданной величины тяги.

На вес ТВА оказывает большое влияние выбор расчетного значения степени повышения давления воздуха в вентиляторе. Вес турбовентиляторного агрегата в случае подобия по геометрии и одинаковом π_v^* пропорционален расходу воздуха через него в степени 1,35 [16] или диаметру вентилятора в степени 2,7:

$$G_{\text{ТВА}} = C_{\text{ТВА}} G_v^{1,35}, \quad (5.27)$$

где $C_{\text{ТВА}}$ — постоянный коэффициент.

На основе этой зависимости рассмотрим влияние степени повышения давления воздуха в вентиляторе на его удельный вес (рис. 5.21). В качестве газогенератора использован ТРД с температурой газов перед турбиной 1300°K, степенью повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = 8$, отбором воздуха $\bar{G}_{\text{отб}_a} = 0,05$ и степенью расширения газов после турбины вентилятора 1,17. Сплошная линия показывает изменение удельного веса ТВА при постоянном значении потерь на входе в

вентилятор $\sigma_{\text{вх}_\text{в}} = 0,95$ при всех значениях $\pi_\text{в}^*$, пунктирная линия — при переменных значениях $\sigma_{\text{вх}_\text{в}}$ (в последнем случае принималось $\sigma_{\text{вх}_\text{в}} = 0,95$ для $\pi_\text{в}^* = 2,5$).

С падением $\pi_\text{в}^*$ коэффициент сохранения полного давления $\sigma_{\text{вх}_\text{в}}$ уменьшается в соответствии с такой зависимостью:

$$\sigma_{\text{вх}_\text{в}} = 1 - (1 - \sigma_{\text{вх}_{\text{в}_0}}) \left(\frac{C_1}{C_{1_0}} \right)^2, \quad (5.28)$$

где $\sigma_{\text{вх}_{\text{в}_0}}$ — коэффициент сохранения полного давления для исходного значения $\pi_\text{в}^* = 2,5$;

C_{1_0} — скорость потока на входе в вентилятор ТВА для исходного значения $\pi_\text{в}^* = 2,5$;

$\sigma_{\text{вх}_\text{в}}$ и C_1 — те же величины, но при разных заданных значениях $\pi_\text{в}^*$ (меньших исходного).

Легко показать, что формула (5.28) получена в предположении постоянства гидравлических потерь на входе в вентилятор $\xi = \text{const}$. Таким образом, зависимость, изображенная пунктирной линией, учитывает изменение $\sigma_{\text{вх}_\text{в}}$, вызванное падением скорости на входе в вентилятор ТВА при уменьшении $\pi_\text{в}^*$, оставляя гидравлические потери постоянными.

Минимальный удельный вес турбовентиляторного агрегата получается в диапазоне степеней повышения давления воздуха в вентиляторе $\pi_\text{в}^* = 1,5$ —1,7.

На рис. 5.21 дано значение удельного веса ТВА в зависимости от степени повышения давления в вентиляторе ТВА для ТРД с расходом воздуха 18 кг/сек. Кружочком нанесена точка удельного веса ТВА на базе ТРД J.85 по данным фирмы Джeneral Электрик. Крестиком обозначен удельный вес ТВА TLF-2.

Приведенный характер протекания удельных весов ТВА по степени повышения давления в вентиляторе для заданного газогенератора объясняется значительным увеличением диаметра вентилятора при снижении $\pi_\text{в}^*$. Увеличение веса при этом пропорционально диаметру в степени 2,7. С уменьшением $\pi_\text{в}^*$, как это следует из рис. 5.22, величина диаметра в степени 2,7 резко возрастает, особенно при $\pi_\text{в}^* < 1,5$. В то же время верти-

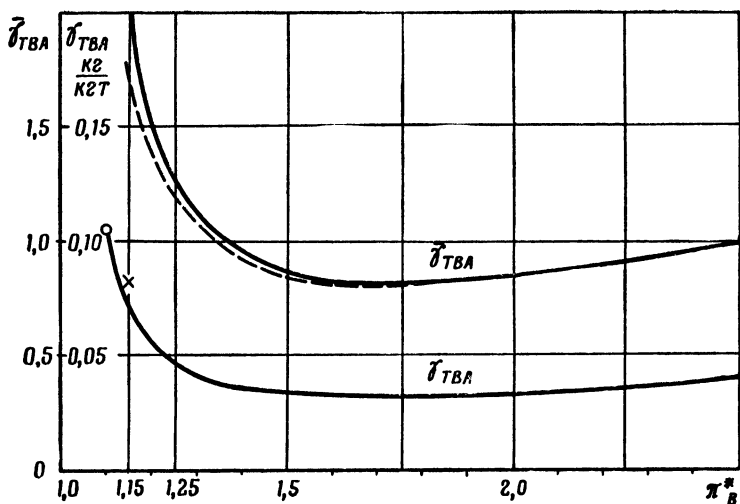


Рис. 5.21. Изменение удельного веса ТВА с изменением π_B^* ($\pi_K^* = 8$, $T_3^* = 1300^\circ\text{K}$, $\bar{G}_{\text{отб}_B} = 0,05$); — $\sigma_{\text{вх}_B} = 0,95 = \text{const}$;
 — — — $\sigma_{\text{вх}_B}$ — изменяется, $\xi = \text{const}$

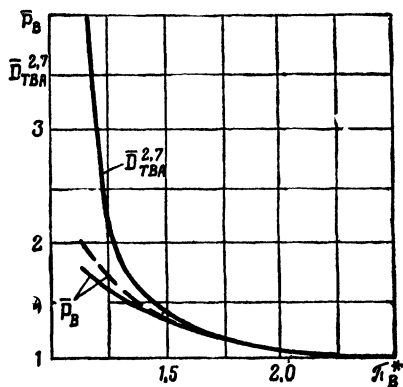


Рис. 5.22. Зависимость $\bar{D}_{\text{ТВА}}^{2,7}$ и $\bar{P}_B$ от степени повышения давления в вентиляторе ТВА:

— $\sigma_{\text{вх}_B} = 0,95 = \text{const}$;
 — — — $\sigma_{\text{вх}_B}$ — изменяется, $\xi = \text{const}$

кальная тяга, создаваемая турбовентиляторным агрегатом, с уменьшением π_v^* возрастает менее интенсивно.

Такой характер изменения веса и вертикальной тяги по π_v^* указывает на наличие минимума удельного веса турбовентиляторного агрегата.

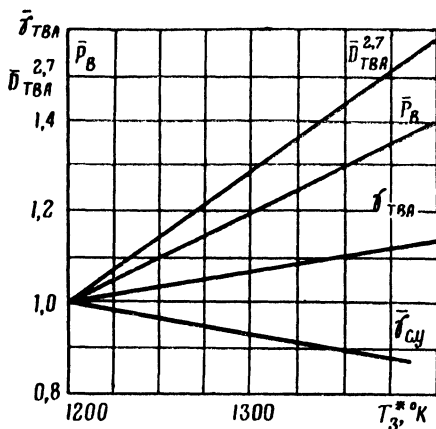


Рис. 5.23. Зависимость $\bar{D}_{ТВА}^{2.7}$, $\bar{P}_v$ и удельного веса ТВА силовой установки от температуры газов перед турбиной

На рис. 5.22 сплошной линией (внизу) изображена зависимость тяги от π_v^* при постоянных потерях полного давления на входе в вентиляторе $\sigma_{вхв}$, а пунктирной — при постоянном коэффициенте гидравлических потерь $\xi = \text{const}$.

Удельный вес турбовентиляторного агрегата с ростом температуры газов перед турбиной увеличивается (рис. 5.23). Это вызвано более интенсивным возрастанием величины $\bar{D}_{ТВА}^{2.7}$ по сравнению с ростом тяги $\bar{P}_v$. При увеличении температуры газов перед турбиной с 1200 до 1400°К величина $\bar{D}_{ТВА}^{2.7}$, характеризующая вес ТВА, возрастает на 58%, в то время как тяга увеличивается только на 40%. Следовательно, удельный вес несколько возрастает. Удельный вес всей силовой установки с ТВА (нижняя линия) с увеличением температуры газов перед турбиной падает.

В конечном счете нас интересует удельный вес силовой установки в целом, т. е. сумма веса двигателя (газогенератора) и ТВА, отнесенная к вертикальной тяге.

На рис. 5.24 приведены зависимости удельного веса силовой установки, состоящей из ТРД и турбовентиляторного агрегата, от степени повышения давления в

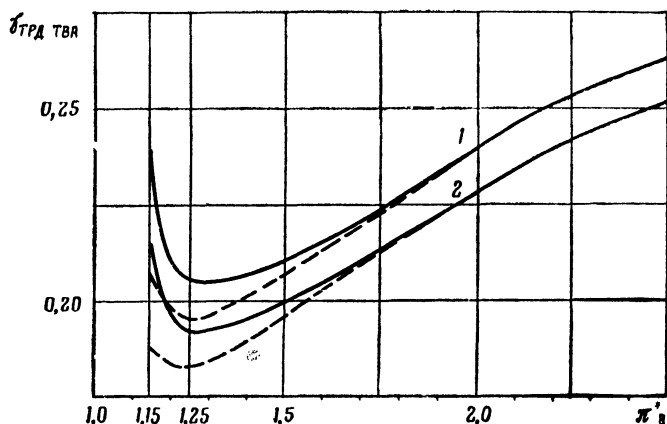


Рис. 5.24. Влияние степени повышения давления в вентиляторе на удельный вес ТРД с ТВА:

1 — $\gamma_{ТВА} = 0,09$ кг/кг тяги при $\pi_v^* = 1,25$; 2 — $\gamma_{ТВА} = 0,07$ кг/кг тяги при $\pi_v^* = 1,25$; — $\sigma_{вхв} = 0,95 = \text{const}$; - - - $\sigma_{вхв}$ — изменяется, $\xi = \text{const}$

вентиляторе. Кривая 1 соответствует удельному весу ТВА 0,09 кг/кг тяги при степени повышения давления в вентиляторе 1,25, а кривая 2 — удельному весу ТВА 0,07 кг/кг тяги при том же значении π_v^* . Удельный вес исходного ТРД принят равным 0,20 кг/кг тяги. Как и на прежних графиках, сплошными линиями дан удельный вес при постоянном значении потерь полного давления на входе, а пунктирными — при постоянном значении коэффициента гидравлических потерь на входе в вентилятор. На графиках виден ярко выраженный минимум по удельному весу силовой установки, состоящей из ТРД и ТВА.

Приведенный характер зависимостей удельного веса силовой установки от π_v^* объясняется следующим. С уменьшением степени повышения давления в вентиляторе удельный вес ТВА сначала падает сравнительно медленно и в области значений $\pi_v^* = 1,5—2$ имеет минимум, а затем возрастает (рис. 5.21). Второе слагаемое удельного веса силовой установки ТРД с ТВА, а именно удельный вес исходного ТРД по отношению к вертикальной тяге, непрерывно уменьшается, поскольку вес двигателя неизменен, а вертикальная тяга с падением степени повышения давления в вентиляторе возрастает. В результате сумма слагающих, т. е. удельный вес ТРД с ТВА, имеет минимум.

Таким образом, при существующем уровне удельного веса ТРД, служащего в качестве газогенератора, минимальный удельный вес силовой установки, состоящей из ТРД и ТВА, достигается при малых значениях степени повышения давления в вентиляторе 1,15—1,25.

Понятно, что с увеличением удельного веса исходного ТРД минимум удельного веса силовой установки будет смещаться в сторону меньших значений степени повышения давления в вентиляторе, а с уменьшением удельного веса — в сторону больших значений π_v^* .

Как правило, для данного самолета требуется обеспечить заданную величину вертикальной тяги. Как при этом скажется на величину удельного веса степень повышения давления в вентиляторе? С изменением π_v^* должны изменяться исходные размеры газогенераторов, а вертикальная тяга задана и не изменяется. На рис. 5.25 приведены зависимости относительного удельного веса ТВА и силовой установки, состоящей из ТРД и ТВА, от степени повышения давления воздуха в вентиляторе для данного случая. Из рисунка следует, что при решении задачи создания силовой установки с ТВА на заданную тягу, т. е. когда каждый раз подбирается требуемый по размерам ТРД, служащий газогенератором, минимальные удельные веса также получаются при малых значениях степени повышения давления в вентиляторе $\pi_v^* = 1,15—1,25$.

Нужно иметь в виду, что малые степени повышения давления ($\pi_v^* = 1,15—1,25$) наряду с минимальным

удельным весом обеспечивают минимальные удельные расходы топлива, что имеет весьма важное значение для двигателей СВВП. Так, переход от степени повышения давления в вентиляторе с 1,3 до 1,15 обеспечивает снижение удельного расхода топлива от 0,63 до 0,47 кг/кг тяги · час.

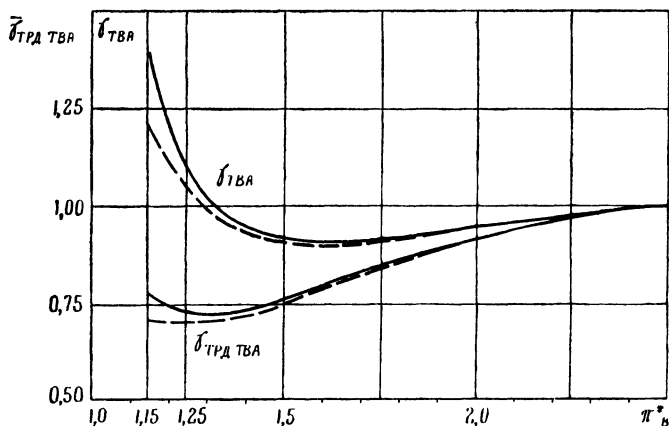


Рис. 5.25. Зависимость относительных удельных весов ТВА и двигателя с ТВА от $\pi_{\text{в}}^*$:

—— $\sigma_{\text{вхв}} = 0,95 = \text{const}$; — — — $\sigma_{\text{вхв}}$ — изменяется, $\xi = \text{const}$

Удельный вес подъемного ТРД с турбовентиляторным агрегатом (ТРДД₂) также имеет минимум с изменением $\pi_{\text{в}}^*$ (рис. 5.26). Удельные веса подъемных ТРД с ТВА на этом рисунке даны в зависимости от степени повышения давления в вентиляторе для двух значений веса ТВА. Верхняя кривая соответствует исходному значению удельного веса ТВА 0,08 кг/кг тяги при степени повышения давления в вентиляторе 1,15, а нижняя — 1,25. Видим, что минимум удельного веса для этого типа двигателей достигается при больших значениях степени повышения давления в вентиляторе (1,4—1,5) по сравнению с предыдущим типом силовой установки. Такое изменение вызвано главным образом резким снижением удельного веса исходного ТРД (более чем в два раза). В результате влияние веса исходного ТРД

снижается и минимум удельного веса перемещается в сторону минимума удельного веса турбовентиляторного агрегата, что и подтверждается графиками на рис. 5.26.

Приведенные зависимости могут изменяться с изменением веса ТВА от его размерности. С уменьшением влияния размерности на вес ТВА минимальные удельные веса ТРД с ТВА будут смещаться в сторону еще

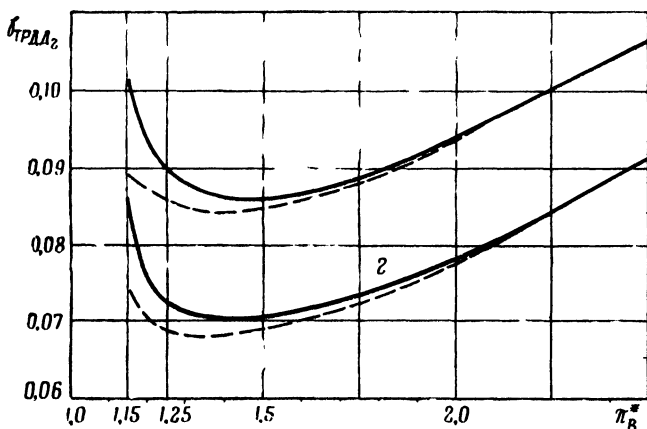


Рис. 5.26. Зависимость удельного веса подъемного ТРДД₂ от π_B^* .

1 — $\gamma_{ТВА} = 0,08$ кг/кг тяги при $\pi_B^* = 1,15$; 2 — $\gamma_{ТВА} = 0,08$ кг/кг тяги при $\pi_B^* = 1,25$; — $\sigma_{вхв} = 0,95 = \text{const}$; - - - $\sigma_{вхв}$ — изменяется; $\xi = \text{const}$

меньших значений степени повышения давления в вентиляторе.

Проведенный анализ зависимости удельного веса ТВА и удельного веса ТРД с ТВА от степени повышения давления в вентиляторе позволяет более обоснованно подойти к выбору расчетного значения π_B^* , в основном определяющего силовую установку с ТВА.

На рис. 5.27 приведено относительное изменение суммы удельного веса и удельного расхода топлива, умноженного на время вертикального взлета и посадки (3 мин), от степени повышения давления в вентиляторе.

График построен для случая изменения потерь на входе с уменьшением π_v^* ($\xi = \text{const}$) при $T_s^* = 1300^\circ \text{K}$ и отборе $\bar{G}_{\text{отб}_v} = 0,05$. Из рисунка видно, что при принятых условиях протекания тяги с изменением степени повышения давления воздуха в вентиляторе, времени взлета и посадки 3 мин наиболее выгодными степенями повыше-

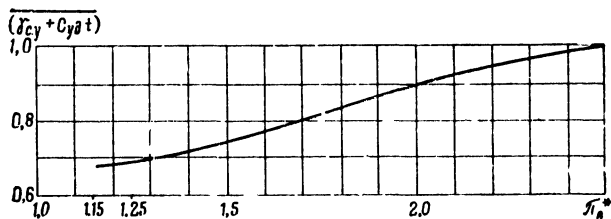


Рис. 5.27. Влияние степени повышения давления в вентиляторе ТВА на относительное значение суммы веса силовой установки и веса топлива

ния давления в вентиляторе являются малые ее значения (1,15—1,25). Причем в диапазоне $\pi_v^* = 1,15—1,25$ нет значительного отличия по сумме веса силовой установки и веса топлива, расходуемого на взлет и посадку СВВП в течение 3 мин.

Необходимо учитывать, что удельные веса ТРД с ТВА в сильной мере зависят от размеров газогенератора и ТВА, поэтому сравнение удельных весов требует тщательного учета изменения размерности даже в небольших пределах.

Что касается двигателей с поворотом выхлопной струи, то, по имеющимся сведениям [12], вес отклоняющего устройства может быть определен как (2—3) G_r , т. е. вес отклоняющего устройства в два—три раза больше секундного расхода газа, поворачиваемого в этом устройстве. Вес двигателя с этим устройством равен сумме веса исходного двигателя и поворотного устройства.

ГЛАВА 6

ПЕРЕХОДНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

После взлета СВПП разгоняется до скорости, на которой возникают аэродинамические силы, позволяющие управлять самолетом. Эту скорость принято называть эволютивной. В конце полета для выполнения вертикальной посадки скорость самолета уменьшается до нулевой. Режимы между отрывом самолета и набором эволютивной скорости, а также между эволютивной скоростью и посадкой называются переходными режимами полета.

Поскольку на переходных режимах аэродинамические силы либо совсем отсутствуют, либо очень малы, то свойства СВВП на них во многом определяются характеристиками силовой установки.

Силовая установка СВВП на переходных режимах обеспечивает потребную вертикальную тягу, равную весу самолета за вычетом подъемной силы крыла, максимальную горизонтальную тягу на разгоне и отрицательную тягу при торможении, а также создает усилия для стабилизации и управления самолетом. На нулевой скорости (режим висения) СВВП удерживается вертикальной тягой силовой установки, а на эволютивной — подъемной силой крыла. В диапазоне между нулевой и эволютивной скоростями аппарат удерживается и тягой силовой установки, и подъемной силой крыла. С увеличением скорости полета на неизменной высоте при постоянном угле атаки подъемная сила крыла растет пропорционально квадрату скорости, одновременно в такой

же степени падает вертикальная тяга, поскольку сумма вертикальной тяги и подъемной силы должна быть равна весу самолета.

В начале разгона тяговооруженность самолета по вертикальной тяге больше единицы. Поэтому вектор тяги можно отклонить на такой угол, при котором вертикальная тяга равна весу самолета или несколько больше его, при этом получаем горизонтальную составляющую тяги, разгоняющую самолет. Естественно, что чем выше тяговооруженность самолета, тем большую горизонтальную тягу можно получить на режиме разгона или торможения.

Переходные режимы СВВП с единой силовой установкой

Как уже отмечалось, вертикальная тяга у СВВП создается путем поворота сопел, двигателей или всей силовой установки вместе с крылом самолета. В нормальном полете эти устройства устанавливаются в положение, соответствующее созданию горизонтальной тяги. Таким образом, имеются два крайних положения данных устройств. Если они будут установлены в промежуточное положение, то газы или воздух будут вытекать из них под углом, большим нуля и меньшим 90° . При этом будет создаваться как вертикальная, так и горизонтальная составляющие тяги.

На рис. 6.1 показан процесс вертикального взлета СВВП Хоукер Р.1127 с поворотными соплами. В исходном положении самолет находится на взлетно-посадочной площадке. Двигатель работает, поворотные сопла установлены в горизонтальное положение (рис. 6.1, а). Двигатель выводится на максимальный режим, а поворотные сопла устанавливают в вертикальное положение (рис. 6.1, б). При этом самолет отрывается от площадки с незначительным продвижением вперед. Газовая струя находится сзади и внизу самолета. Самолет поднимается вертикально и уходит из газового облака, затем переходит в набор высоты с разгоном (рис. 6.1, в и г). На всех этапах взлета СВВП воздухозаборники двигателя не попадают в газовое облако ввиду незначительного поступательного движения при взлете.

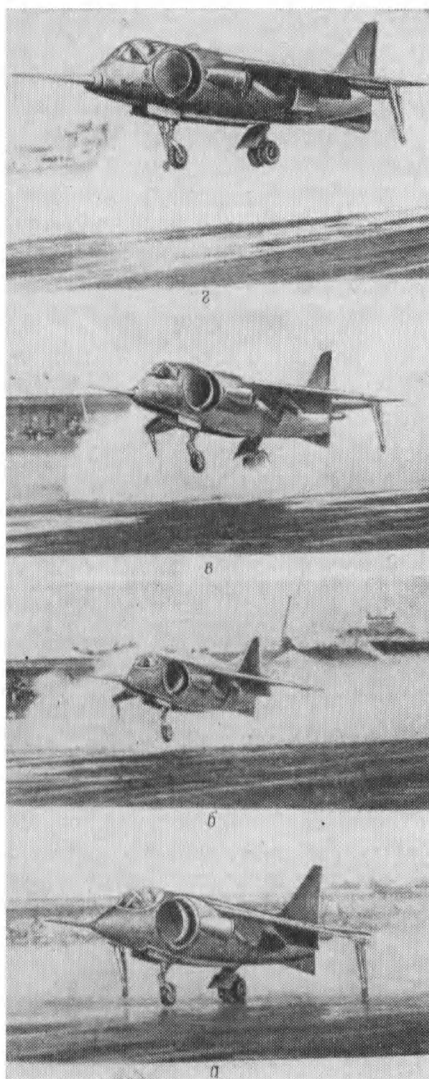


Рис. 6.1. Различные моменты переходного режима полета СВВП Хоукер Р.1127:

а — сопла в горизонтальном положении; *б* — сопла в вертикальном положении, отрыв СВВП; *в* — выход самолета из облака газов и пыли; *г* — набор высоты и разгон

Взлет СВВП с единой силовой установкой, у которой вертикальная тяга создается поворотом сопел двигателей, можно осуществлять тремя способами:

— вертикальным подъемом до заданной высоты и последующим разгоном до эволютивной скорости на постоянной высоте;

— вертикальным подъемом с одновременным поступательным движением;

— вертикальным взлетом с незначительным разбегом (качением) по земле.

Первый способ используется редко, так как он неэкономичен и продолжителен по времени. Наиболее употребителен взлет, осуществляемый вторым и третьим способами.

В табл. 6.1 приведены расчетные характеристики процесса взлета СВВП с ТРДД, имеющим поворотные сопла, при осуществлении взлета по второму способу.

Таблица 6.1

Характеристики взлета СВВП

Характеристики	Время с начала взлета, сек				
	0	5	10	20	28
Угол атаки, град	—90	—28	—12	—2	+5
Угол тангажа, град	5	5	0	2	0
Угол наклона траектории, град	90	30	12	3	0
Угол установки сопел, град	85	65	65	65	65
Пройденный путь, м	0	10	100	400	750
Высота, м	0	10	27	54	60
Скорость полета, км/час	0	12	50	160	295
Вертикальная скорость, м/сек	0	4	4,5	2	0

В начале взлета СВВП сопла установлены под углом 85° . Ввиду того что угол наклона оси самолета к горизонтали (угол тангажа) равен 5° , струя направлена вертикально вниз. Оторвавшись и набрав высоту 3—3,5 м, на которой отсутствует подсасывающее действие струи, поворотные сопла плавно переводятся на угол 65° . Процесс перевода сопел заканчивается на пятой секунде. После этого угол установки сопел не изменяется до завершения взлета и выхода на эволютивную скорость. При угле установки сопел 65° и угле тангажа 5° двигатель создает вертикальную тягу, рав-

ную 94%, и горизонтальную тягу, равную 34% максимальной тяги. Углы атаки и траектории за 5 сек резко изменяются от -90° до -28° и от $+90^\circ$ до $+30^\circ$ соответственно. За это время самолет набирает высоту 10 м и разгоняется до скорости 12 км/час. С момента окончания перевода сопел на угол 65° (по отношению к горизонтальной оси самолета) происходит и набор высоты, и увеличение скорости горизонтального полета.

В последующие 5 сек самолет достигает наибольшей вертикальной скорости 4,5 м/сек. Он проходит путь по горизонту 100 м и набирает высоту 27 м. Скорость полета увеличивается до 50 км/час. Затем в целях дальнейшего увеличения горизонтального ускорения угол тангажа снижается до 0° . В результате горизонтальная составляющая тяги увеличивается до 42% максимальной тяги, при этом вертикальная тяга снижается незначительно — до 91%. За 10 сек (начиная с 10-й и кончая 20-й) скорость полета резко возрастает — с 50 до 160 км/час, высота полета приближается к максимальному значению. Угол тангажа становится равным 2° , а угол траектории 3° , т. е. самолет практически выходит в горизонтальный полет. Вертикальная скорость СВВП снижается до 2 м/сек. За последующие 8 сек самолет выходит на эволютивную скорость полета 295 км/час.

Таким образом, за 28 сек самолет выходит в горизонтальный управляемый полет, достигая при этом высоты 60 м и пройдя по горизонтали 750 м. Затем в течение 2 сек сопла переводятся в горизонтальное положение и самолет переходит в обычный полет. Весь процесс переходного режима (взлета) занимает 30 сек.

Вертикальный взлет с предварительным качением по земле выполняется вначале с горизонтальным положением поворотных сопел. Самолет начинает разбег с углом тангажа 5° . В процессе разбега сопла поворачиваются на угол 75° . Самолет отрывается и начинает набор высоты. Длина разбега по земле при таком способе взлета составляет 10—15 м. На высоте 15 м сопла поворачиваются назад, а на высоте 45 м для получения максимального горизонтального ускорения еще поворачиваются назад с темпом 0,6 град/сек. Вертикальный взлет указанным методом осуществляется при тяговооруженности 1,05 и более.

Характеристики вертикальной посадки СВВП, имеющего ТРДД с поворотными соплами, приведены в табл. 6.2.

Таблица 6.2

Характеристики посадки СВВП

Характеристики	Время с начала посадки, сек						
	0	10	20	30	40	50	60
Угол атаки, град	5	5	5	5	7	30	90
Угол тангажа, град	5	5	5	5	5	5	5
Угол наклона траектории, град	0	0	0	0	—8	—35	—50
Угол установки сопел, град . .	95	95	95	95	90	87	85
Процент тяги . .	30	40	55	65	65	65	65
Пройденный путь, м	0	610	1200	1500	1770	1800	1820
Высота, м	60	60	60	60	60	35	0
Скорость полета, км/час	250	160	100	60	35	17	0
Скорость снижения, м/сек . . .	0	0	0	0	0,6	4	3

Из таблицы видно, что торможение самолета производится на постоянной высоте в течение первых 40 сек. Скорость полета самолета при этом уменьшается с 250 до 35 км/час. Угол тангажа остается постоянным в процессе всей посадки и составляет 5°. Недостаток подъемной силы, вызванный уменьшением скорости полета, компенсируется увеличением тяги двигателя с 30 до 55% максимальной тяги на 20-й секунде и до 65% с 30-й секунды до конца посадки.

Высота полета начинает уменьшаться с 40-й секунды, с этого же времени изменяется угол наклона траектории до —8°; в момент касания земли он составляет —50°. Скорость снижения СВВП на 40-й секунде достигает 0,6 м/сек, а в момент перед касанием самолета земли — 3 м/сек.

Весь процесс посадки занимает 60 сек. При этом самолет проходит путь, равный 1820 м. Такие данные получены при угле установки сопел в начале торможения 95°. С учетом угла тангажа 5° угол вектора тяги

составляет 100° по отношению к горизонтальной оси или 10° по отношению к вертикальной. В результате в начальный момент создается отрицательная тяга, равная 18% суммарной. При угле установки сопел 100° угол между вектором тяги и вертикалью составит 15° и отрицательная тяга в процессе торможения будет заметно большей (26% суммарной тяги). В результате сократятся время и дистанция посадки до 47 сек и 1260 м соответственно.

Таким образом, применение поворотных сопел на двигателях единой силовой установки СВВП обеспечивает хорошие характеристики на переходных режимах как в процессе взлета, так и в процессе посадки.

Переходные режимы СВВП с составной силовой установкой

Если составная силовая установка включает маршевые двигатели, создающие только горизонтальную тягу, и подъемные двигатели, создающие только вертикальную тягу, то на переходных режимах полета вертикальная тяга подъемных двигателей и соответственно силовой установки непрерывно возрастает, а горизонтальная тяга силовой установки падает (рис. 6.2). Первое связано с увеличением расхода воздуха по скорости полета и некоторым ростом скорости истечения, второе — с вычитанием из тяги маршевых двигателей входного импульса подъемных двигателей, являющегося сопротивлением. Входным импульсом принято называть произведение массы входящего в двигатель воздуха в секунду на скорость полета. Величина входного импульса подъемных двигателей зависит от их типа. Наименьший входной импульс имеет подъемный ТРД, а наибольший — подъемный ТРДД₂ с низконапорным вентилятором, через который проходит большое количество воздуха. Возрастание вертикальной тяги подъемных двигателей с увеличением скорости полета не является необходимым, поскольку при этом увеличивается подъемная сила крыла. В связи с данным обстоятельством при работе подъемных двигателей на постоянном режиме СВВП будет интенсивно набирать высоту, что нежелательно по соображениям безопасности полета.

Горизонтальная тяга составной силовой установки менее интенсивно падает с ростом скорости при приме-

нении подъемных ТРД (кривая 1) и более интенсивно — при применении подъемных ТРДД₂ (кривая 3). В последнем случае по достижении скорости полета 75 м/сек она равна нулю, а с дальнейшим увеличением

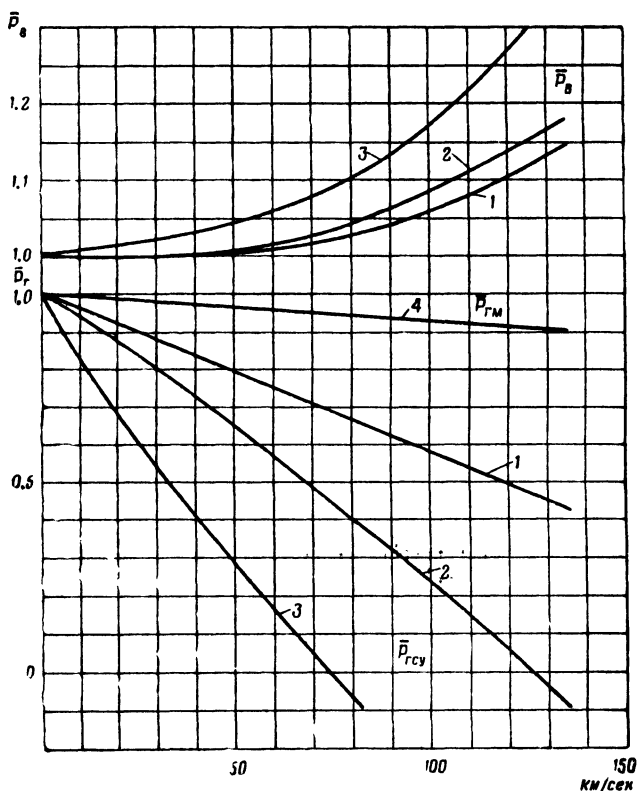


Рис. 6.2. Изменение относительных значений вертикальной и горизонтальной тяг составных силовых установок СВВП по скорости полета:

1 — ТРД; 2 — ТРДД₁; 3 — ТРДД₂; 4 — маршевый ТРД

ее становится отрицательной. Промежуточное положение между кривыми 1 и 3 занимает изменение тяги силовой установки с подъемными ТРДД₁ (кривая 2). Приведенный на рис. 6.2 характер зависимости горизонтальной составляющей тяги от скорости полета обус-

ловлен изменением входного импульса подъемных двигателей. Входной импульс подъемных ТРД на скорости 125 м/сек составляет примерно 50% тяги маршевых двигателей, а подъемных ТРДД₁ равен тяге маршевых двигателей, поэтому горизонтальная тяга силовой установки равна нулю. Очень большим входным импульсом обладают подъемные двигатели ТРДД₂. Уже на скорости 75 м/сек он равен тяге маршевых двигателей, а на больших скоростях превышает ее.

Применение на СВВП составной установки из подъемно-маршевых и подъемных двигателей вызывает ухудшение характеристик на переходных режимах полета. Подъемные двигатели здесь создают только часть вертикальной тяги, а другую часть — подъемно-маршевые двигатели. Расход воздуха у подъемных двигателей в этом случае меньше, чем при создании ими всей вертикальной тяги, а значит, и меньше их входной импульс. Но и горизонтальная тяга подъемно-маршевых двигателей меньше, чем маршевых, так как они создают и часть требуемой вертикальной тяги. В результате горизонтальная тяга силовой установки из подъемно-маршевых и подъемных двигателей гораздо ниже, чем горизонтальная тяга силовой установки из маршевых и подъемных двигателей, особенно на малых скоростях полета (до 50 м/сек).

Наилучшие характеристики на переходных режимах полета по величине горизонтальной тяги можно обеспечить, если применить составную силовую установку из маршевых и подъемно-разгонных двигателей. Силовая установка с такими двигателями будет иметь горизонтальные тяги, в два раза и более превосходящие тяги силовой установки из маршевых и подъемных двигателей. Если у последней из горизонтальной тяги маршевых двигателей вычитался входной импульс подъемных двигателей и тяга падала в зависимости от скорости полета, то в силовой установке из маршевых и подъемно-разгонных двигателей горизонтальная тяга создается одновременно маршевыми и подъемно-разгонными двигателями и они суммируются. Например, если тяга подъемных двигателей равна 10 000 кг, а маршевых двигателей — 5000 кг, то горизонтальная тяга силовой установки из маршевых и подъемных двигателей вначале равна 5000 кг, а затем уменьшается (рис. 6.2). Если же

подъемные двигатели имеют устройство отклонения вектора тяги и в начальный момент разгона вектор тяги отклоняется на 30° , горизонтальная тяга подъемных двигателей составит 5000 кг, а в сумме с тягой маршевых двигателей — 10 000 кг, т. е. горизонтальная тяга в два раза больше. По скорости горизонтальная тяга такой силовой установки падает за счет уменьшения горизонтальной тяги подъемных двигателей, но не так интенсивно, как в рассмотренных случаях при применении подъемных двигателей, не создающих горизонтальной тяги.

В соответствии с приведенным характером протекания горизонтальной и вертикальной тяг в зависимости от скорости полета изменяются пройденный путь и высота СВВП с момента начала взлета, т. е. траектория взлета.

В качестве примера в табл. 6.3 приведены расчетные характеристики СВВП с составной силовой установкой из маршевых двигателей и подъемных ТРД на переходных режимах полета. Подъемные ТРД не имеют устройства для отклонения вектора тяги.

Т а б л и ц а 6.3

Характеристики СВВП на переходных режимах полета

Характеристики	Время с начала взлета, сек					
	0	10	20	30	40	55
Угол тангажа, град	5	5	5	5	5	5
Угол наклона траектории, град	90	30	20	18	15	10
Угол установки сопел подъемных двигателей, град	0	0	0	0	0	0
Скорость полета, м/сек	0	45	75	98	110	125
Пройденный путь, м	0	1500	3000	4800	7000	12 000
Высота, м	0	230	400	570	770	1 100

Из таблицы видно, что высота подъема самолета с указанной силовой установкой резко увеличивается. Это происходит потому, что с увеличением скорости возрастают и вертикальная тяга, и подъемная сила крыла. Горизонтальная же составляющая тяги силовой установки относительно мала. Вследствие данного обстоя-

тельства СВВП до эволютивной скорости разгоняется вяло и проходит большой путь.

В табл. 6.4 приведены расчетные характеристики на переходных режимах этого же СВВП, но с подъемными ТРД, имеющими устройства отклонения вектора тяги в процессе взлета и посадки.

Таблица 6.4

Характеристика СВВП на переходных режимах полета

Характеристики	Время с начала взлета, сек				
	0	5	10	15	18
Угол атаки, град	—90	—10	—4	0	+2
Угол тангажа, град	5	5	5	5	5
Угол наклона траектории, град	90	30	16	12	7
Угол установки сопел подъемных двигателей относительно их оси, град	0	19	24	36	45
Скорость полета, м/сек	0	26	58	97	125
Пройденный путь, м	0	130	350	650	1180
Высота, м	0	30	67	100	130

Из таблицы видно, что у СВВП с подъемными ТРД, имеющими устройства отклонения вектора тяги, высота подъема и пройденный путь почти в 10 раз меньше, чем у предыдущего СВВП, а время выхода на эволютивную скорость в три раза меньше. Это значит, что отклонение вектора тяги подъемных двигателей является весьма эффективным средством обеспечения интенсивного процесса взлета СВВП с разгоном до эволютивной скорости.

Переходные режимы СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги

СВВП с данной силовой установкой сильно отличается от СВВП с рассмотренными силовыми установками. Это отличие накладывает отпечаток и на переходные режимы. У СВВП с агрегатами усиления тяги вертикальная тяга создается за счет прохождения через ТВА (эжектор) большого количества воздуха с малыми скоростями истечения. Вследствие этого возникают трудности при разгоне самолета. При малых ско-

ростях истечения газозоудушной смеси из агрегата усиления тяги горизонтальная тяга с ростом скорости полета резко падает. Это вызвано тем, что скорость истечения практически не меняется, а скорость полета увеличивается и становится близкой к скорости истечения. Горизонтальная тяга, будучи пропорциональной разности данных скоростей, стремится к нулю. Чтобы получить необходимую для разгона горизонтальную тягу у агрегатов усиления тяги, на выходе струи применяют решетки с поворотными лопатками, отклоняющими ее на нужную величину. Используется также наклон всего самолета.

Рассмотрим переходные режимы на СВВП с эжекторным и турбовентиляторными агрегатами усиления тяги.

На рис. 6.3 показаны характеристики разгона СВВП с двумя ТРД и с эжекторным агрегатом усиления тяги, тяговооруженность которого по вертикальной тяге равна 1,05. Здесь представлены зависимости углов атаки по скорости в процессе разгона.

Характеристика разгона состоит из трех областей: первая — от нулевой скорости до 130—150 км/час, вторая — от 150 до 190—220 км/час и третья — более 220 км/час. В каждой области есть зона (на рисунке зоны заштрихованы), где и происходит разгон. Зона ограничена верхней и нижней кривыми, которые сходятся по мере увеличения скорости. В первой области границы допустимого разгона сходятся на скорости 160 км/час; верхняя граница соответствует углам атаки СВВП с нулевым ускорением, а нижняя — углам атаки с нулевой скороподъемностью. Во второй области разгон совершается при максимальном значении коэффициента подъемной силы. Верхняя и нижняя границы соответствуют, как и в первой области, нулевому ускорению и нулевой скороподъемности. В третьей области верхняя граница ограничена минимальной скоростью полета, а нижняя — нулевой скороподъемностью.

В пределах границ областей разгона любой режим может выдерживаться регулированием тяги двигателя. Переход же из одной области в другую зависит от располагаемой тяговооруженности. Так, при тяговооруженности 1,05 переход из первой области во вторую

происходит в диапазоне скоростей 130—160 км/час, а из второй в третью — 200—210 км/час. При увеличении тяговооруженности до 1,2 переход из первой области во вторую возможен в более широком диапазоне скоростей — от 110 до 185 км/час, а из второй в третью — от 185 до 220 км/час.

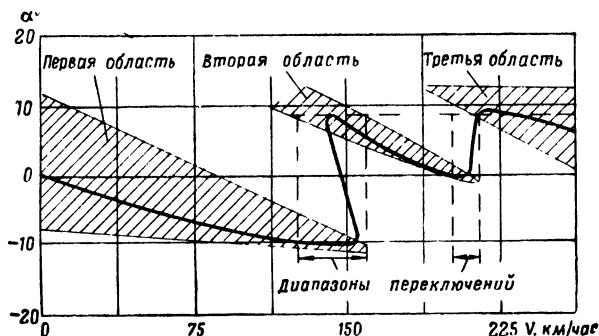


Рис. 6.3. Характеристики разгона СВВП с эжекторным агрегатом усиления тяги

На рис. 6.3 жирной линией дана кривая рациональных углов атаки в процессе разгона. В первой области, начиная разгон, СВВП с пулевого отклоняется на отрицательный угол атаки так же, как на вертолете. Угол изменяется до -10° , а затем на скорости около 150 км/час — до $+10^\circ$. Таким образом совершается переход во вторую область, где угол атаки постепенно уменьшается до 0° . На скорости 200 км/час он опять увеличивается до $+10^\circ$. Происходит дальнейший разгон самолета, а затем обычный полет.

В первой области газы обоих ТРД направляются в эжекторные сопла, создавая вертикальную тягу. Горизонтальная составляющая тяги образуется отклонением самолета на отрицательный угол атаки или отклонением струи газов и воздуха. Во второй области один ТРД создает горизонтальную тягу, а другой продолжает работать на эжекторные сопла, в третьей — оба ТРД образуют горизонтальную тягу. Вход в эжекторные сопла и выход из них закрываются створками.

На рис. 6.4 показана зависимость угла атаки от скорости полета на режиме торможения, начиная от

горизонтального полета до нулевой скорости, на которой самолет совершает вертикальную посадку.

Перед вертикальной посадкой оба ТРД переводят на режим малого газа. Скорость падает. С ее уменьшением увеличивают тягу для поддержания необходимой высоты полета. Со скорости, несколько меньшей

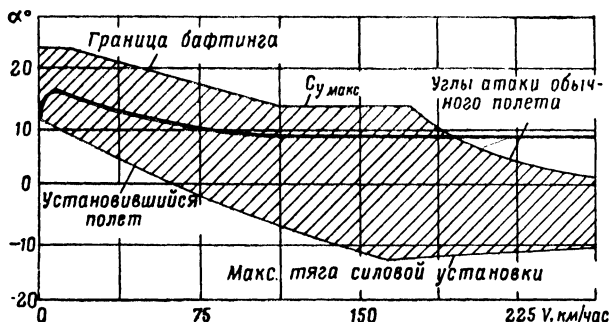


Рис. 6.4. Зависимость угла атаки СВВП от скорости полета на режиме торможения

110 км/час, угол атаки увеличивают для сокращения времени торможения. На рисунке видны границы допустимых углов атаки по скорости торможения. Зона между границами заштрихована. Верхняя граница в области скоростей от 110 км/час до нуля определяется границей бафтинга.

В диапазоне 110—185 км/час верхняя граница определяется максимальным коэффициентом подъемной силы; нижняя граница от 0 до 165 км/час соответствует установившемуся полету (ниже нее будет ускорение, а не торможение). В области, превышающей 165 км/час, нижняя граница определяется максимальной тягой силовой установки. Поскольку силы торможения на малых скоростях небольшие, то для ускорения рассеивания кинетической энергии самолета увеличивают угол атаки.

Жирная линия на рисунке соответствует целесообразным углам атаки в ходе торможения.

На СВВП с силовой установкой с ТВА направление вектора тяги изменяется поворотом струй газов и воздуха с помощью поворотных лопаток отклоняющей решетки на выходе газов из агрегата, как это показано

на рис. 6.5. На рисунке изображена схема работы турбореактивного двигателя с ТВА на трех режимах: вертикальном взлете и посадке (висении), переходном режиме с взлета в горизонтальный полет и горизонтальном полете. При вертикальном взлете газы, выходящие из

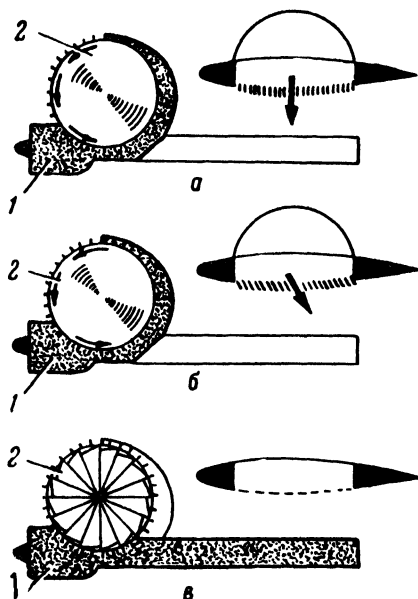


Рис. 6.5. Схема работы ТРД с ТВА на различных режимах:

а — вертикальный взлет и посадка; *б* — переходный режим с взлета в горизонтальный полет; *в* — горизонтальный полет (1 — ТРД; 2 — ТВА)

ТРД, поступают в турбовентиляторный агрегат, из которого вытекают (вертикально) вниз. При работе двигателя на переходных режимах полета газы из ТВА истекают под некоторым углом, как показано стрелкой. И наконец, в горизонтальном полете газы направляются в обычную выхлопную трубу и создают горизонтальную тягу.

На рис. 6.6 показан процесс вертикального взлета, перехода в горизонтальный полет и обратно СВВП с силовой установкой, оснащенной турбовентиляторными агрегатами. Жирными линиями изображены траектории

взлета и посадки. Здесь же показаны контуры СВВП на разных этапах переходного режима и приборы, указывающие скорость полета *A*, положение поворотных лопаток в отклоняющей решетке *Б* и время с начала взлета или посадки *В*.

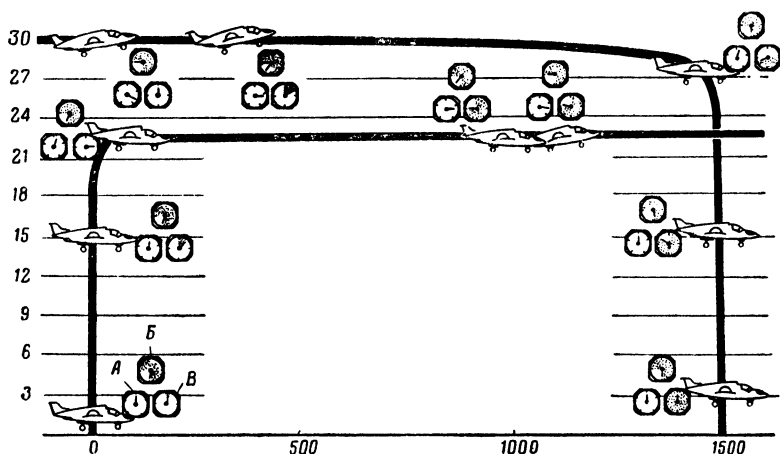


Рис. 6.6. Процесс вертикального взлета и посадки СВВП с турбовентиляторным агрегатом усиления тяги (по оси ординат дана высота подъема в метрах, а по оси абсцисс — пройденный путь в метрах): *A* — указатель скорости полета; *Б* — указатель положения лопаток в отклоняющем устройстве; *В* — часы, показывающие время с начала взлета или посадки

СВВП совершает вертикальный подъем до высоты 20—25 м, а затем практически на постоянной высоте совершает разгон. В момент отрыва и до завершения подъема поворотные лопатки отклоняющей решетки турбовентиляторного агрегата повернуты примерно на 10° от вертикального положения. Подъем на высоту начала разгона осуществляется за 15 сек. С этого момента поворотные лопатки устанавливаются на угол 30° от вертикального положения для обеспечения разгона. Самолет слегка наклоняется вперед. В таком положении совершается разгон СВВП с постепенным поворотом лопаток отклоняющей решетки до 45° . Самолет завершает разгон до эволютивной скорости за 45 сек, проходя за это время 920 м. После этого ТРД переключается на нормальную работу, поворотные лопатки от-

клоняющего устройства ТВА устанавливаются в горизонтальное положение. Самолет переводится на положительный угол атаки и совершает обычный полет. Весь процесс взлета до выхода в горизонтальный полет занимает 47 сек, в течение которых самолет проходит 1200 м.

Посадку самолет совершает за 60 сек (около 40 сек из этого времени занимает торможение). Путь, который проходит самолет при посадке, равен 1500 м. При торможении поворотные лопатки отклонены на 45° от вертикального положения. После того как самолет затормозится, лопатки устанавливаются в вертикальное положение и начинается снижение, продолжающееся примерно 20 сек.

При изменении направления вектора тяги силовой установки с турбовентиляторным агрегатом поворотом лопаток отклоняющего устройства изменяется расход воздуха через турбовентиляторный агрегат и появляются потери давления в результате поворота струи. Данное обстоятельство необходимо учитывать при определении характеристик ТВА.

Рассмотрим два случая протекания характеристик ТРД с турбовентиляторным агрегатом на переходных режимах.

1. Когда положение рабочей точки на поле характеристики вентилятора с изменением скорости полета и угла отклонения струи не меняется.

2. Когда положение рабочей точки¹ на поле характеристики вентилятора меняется.

В первом случае резко возрастает входной импульс, что приводит к падению располагаемой горизонтальной тяги по скорости полета (рис. 6.7). Зависимости горизонтальной тяги от скорости полета для этого случая показаны в виде пунктирных линий. Графики построены с учетом потерь на поворот струи в отклоняющей решетке.

Как видно из рис. 6.7, горизонтальная составляющая тяги ТРД с ТВА резко падает с увеличением скорости полета. При угле отклонения струи 30° уже на

¹ Рабочей точкой будем называть расчетный режим работы вентилятора с соответствующими значениями π_v^* и приведенного расхода воздуха на данных приведенных оборотах.

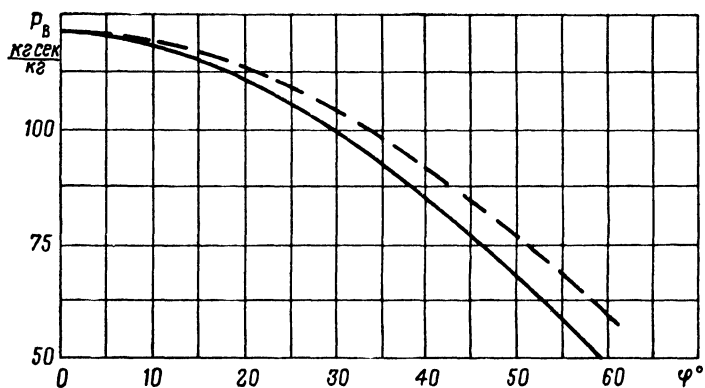
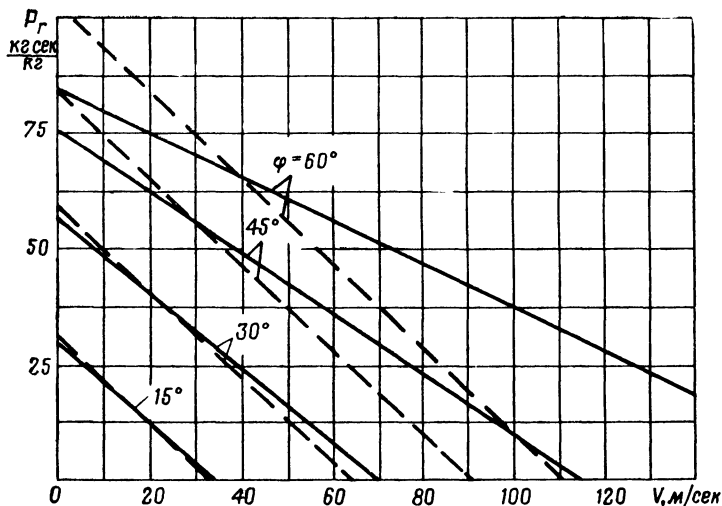


Рис. 6.7. Изменение горизонтальной и вертикальной составляющей тяги ТРД с ТВА от скорости полета и угла поворота струи при следующих данных:

$\pi_B^* = 1,15$; $T_3^* = 1300^\circ\text{K}$; $\bar{G}_{отб_B} = 0,05$; — — — $\tau_B^* = \text{const}$, $G_B = \text{const}$; — — — $\tau_B^* = \text{var}$, $G_B = \text{var}$

скорости 60 м/сек она равна нулю. При больших углах отклонения струи скорость, на которой горизонтальная составляющая тяги становится равной нулю, возрастает до 90 м/сек при 45° и 110 м/сек при 60°. Это говорит о том, что на переходных режимах разгон самолета может быть обеспечен до сравнительно малых значений эволютивной скорости. На рис. 6.7 приведено, кроме того, изменение вертикальной составляющей тяги ТРД с ТВА; пунктирная кривая соответствует постоянным значениям степени повышения давления воздуха в вентиляторе, к.п.д. и приведенного расхода воздуха.

На рис. 6.7 приведены также зависимости горизонтальной и вертикальной тяг ТРД с ТВА, когда рабочая точка на характеристике вентилятора перемещается вследствие уменьшения площади выхода из вентилятора при повороте лопаток отклоняющей решетки. При этом уменьшается расход воздуха и несколько возрастает степень повышения давления воздуха в вентиляторе. Зависимости горизонтальной и вертикальной тяг от скорости полета и угла поворота струи для этого случая показаны сплошными линиями.

Для расчета указанных характеристик ТРД с ТВА на переходных режимах использованы экспериментальные данные по изменению тяги за счет поворота струи после ТВА и изменению входного импульса [15].

На рис. 6.8 приведены графики потерь тяги турбовентиляторного агрегата от угла поворота струи в отклоняющей решетке по результатам экспериментов и вычисленные по приближенной формуле

$$\Delta P = 1 - 0,17\varphi^2, \quad (6.1)$$

где φ — угол поворота лопаток отклоняющего устройства ТВА в радианах.

Уменьшение расхода воздуха через ТВА в зависимости от угла поворота струи в отклоняющей решетке показано на рис. 6.9. Расчетная кривая 2 получена при условии уменьшения площади на выходе из ТВА и соответственно расхода воздуха пропорционально $\cos \varphi$, кривая 1 — по результатам экспериментов. Как видим, кривые мало отличаются друг от друга. Поэтому в расчетах характеристик ТРД с ТВА на переходных режимах вполне допустимо пользоваться зависимостью вход-

ного импульса от угла поворота струи, пропорциональной $\cos \varphi$.

Из рис. 6.7 следует, что горизонтальная тяга при малых углах поворота струи в отклоняющей решетке $15\text{--}30^\circ$ для обоих случаев (пунктирные и сплошные линии) практически одинакова на данной скорости поле-

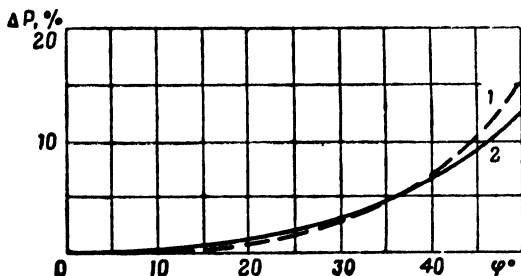


Рис. 6.8. Потери тяги ТВА в зависимости от угла поворота струи в отклоняющей решетке:

1 — по результатам экспериментов; 2 — по приближенной зависимости

та. При 45° и особенно 60° горизонтальная тяга для первого случая существенно отличается от горизонтальной тяги для второго случая. На скоростях до $35\text{--}40$ м/сек горизонтальная тяга у ТВА с неизменной рабочей точкой на поле характеристики вентилятора

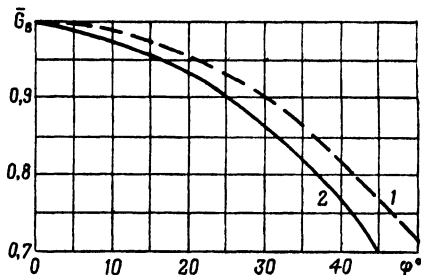


Рис. 6.9. Уменьшение расхода воздуха ТВА в зависимости от угла поворота струи в отклоняющей решетке:

1 — по результатам экспериментов; 2 — расчетная кривая

больше, чем у ТВА с рабочей точкой, перемещающейся на поле характеристики вентилятора, на 12—25%. На больших скоростях наблюдается обратная картина, т. е. горизонтальная тяга у ТВА с перемещающейся рабочей точкой на поле характеристики вентилятора больше, чем у ТВА с неизменной рабочей точкой в 1,5—4 раза. Подобное улучшение протекания горизонтальной тяги по скорости полета объясняется существенным уменьшением входного импульса при больших углах поворота струи в отклоняющей решетке (пропорционально косинусу угла поворота). Такой характер протекания горизонтальной составляющей тяги по скорости полета у ТВА с перемещающейся рабочей точкой на поле характеристики вентилятора позволяет считать возможным разгон до сравнительно больших эволютивных скоростей (110—130 м/сек) даже при малых значениях степени повышения давления в вентиляторе.

Вертикальная составляющая тяги (рис. 6.7) при изменении положения рабочей точки на поле характеристики вентилятора имеет несколько меньшую величину, чем в случае, когда она на поле характеристики не меняется. Так, при угле поворота струи в отклоняющей решетке 45° отличие тяги для этих двух случаев составляет 10—11%, а при 60° — 16,5—17%. Эти данные получены при $\pi_v^* = 1,15$.

С увеличением степени повышения давления в вентиляторе до 1,25 горизонтальная тяга на скоростях 120—130 м/сек возрастает по сравнению с ТВА, имеющим $\pi_v^* = 1,15$, на 35—45%. При этом вертикальная тяга падает незначительно (на 8,5%). Это весьма важно для обеспечения хорошего разгона самолета. Дальнейшее увеличение степени повышения давления в вентиляторе до $\pi_v^* = 1,5$ приводит к значительному падению вертикальной и горизонтальной тяг в начале разгона (на 25% по сравнению с $\pi_v^* = 1,15$). Таким образом, для обеспечения удовлетворительных характеристик на переходных режимах полета нецелесообразно значительно увеличивать степень повышения давления в вентиляторе.

Приведенные графики соответствуют $\sigma_{вхв} = 0,95$. Величина $\sigma_{вхв}$ сильно влияет на характеристики ТРД с

ТВА на переходных режимах. Поэтому необходимо применять входные устройства, которые бы обеспечивали малые потери.

На рис. 6.10 показаны характеристики ТРД с турбо-вентиляторным агрегатом на режиме перехода от горизонтальной скорости (режим торможения) в режим

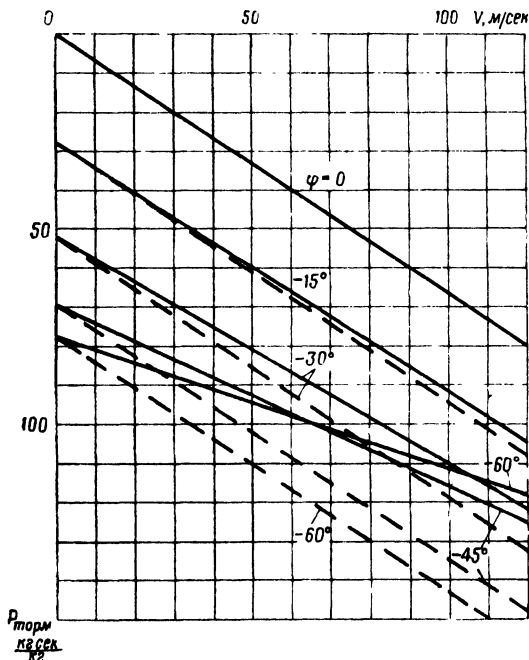


Рис. 6.10. Изменение горизонтальной тяги ТРД с ТВА на режиме торможения в зависимости от скорости полета:

— $\pi_B^* = \text{const}$, $G_B^* = \text{const}$; --- $\pi_B^* = \text{var}$,
 $G_B^* = \text{var}$

висения при посадке. Они построены при следующих данных: $\pi_B^* = 1,25$, температуре газа перед турбиной ТРД 1300°K и отборе воздуха $\bar{G}_{\text{отб}_B} = 0,05$.

При $\varphi = 0$ (верхняя линия) отрицательная тяга вызвана тормозящим усилием входного импульса. Как видно, величина этого усилия значительна и существен-

но превосходит положительную горизонтальную тягу ТРД с ТВА на скоростях 90—130 м/сек. При повороте струи на выходе из ТВА в сторону движения самолета ТВА работает как реверсивное устройство и создает отрицательную составляющую тяги также за счет отклонения струи. При углах поворота —15° и —30° отрицательные тяги в горизонтальном направлении для обоих случаев (пунктирные и сплошные линии) практически одинаковы. При угле —45° и особенно —60° отрицательная тяга для случая неизменного положения рабочей точки на характеристике вентилятора гораздо больше тяги, чем в случае изменения положения рабочей точки. Это вызвано значительным падением входного импульса при больших углах поворота, т. е. падением расхода воздуха через вентилятор из-за уменьшения площади на выходе из него.

При повороте струи на —60° и изменении положения рабочей точки отрицательная тяга настолько падает, что становится меньшей по сравнению с тягой при угле поворота —45°. Это значит, что для данного случая большие углы поворота струи на выходе из ТВА нецелесообразны. Струю следует поворачивать на 15—30°.

Таким образом, анализ характеристик ТРД с ТВА на режиме торможения показывает, что данная силовая установка обеспечивает получение больших отрицательных тяг и вследствие этого можно ожидать интенсивного торможения самолета в диапазоне от эволютивной скорости до режима висения (нулевая скорость полета).

Следует отметить, что при расчетах СВВП на переходных режимах делалось предположение о полной потере входных импульсов для силовой установки. Но, по-видимому, некоторая доля входного импульса может быть использована для создания горизонтальной тяги силовой установки с ТВА на разгоне. Это зависит от схемы и эффективности работы воздухозаборников.

Сравнение характеристик разных типов силовых установок на переходных режимах полета

Для представления о характере протекания и относительных величинах горизонтальных тяг разных типов силовых установок СВВП рассмотрим их применительно к гипотетическому самолету, осуществляющему раз-

гон с режима висения до эволютивной скорости на постоянной высоте.

Из равенства веса самолета сумме вертикальной тяги и подъемной силе самолета можно определить потребный угол отклонения струи или двигателя в целом на переходных режимах.

Вертикальная тяга равна

$$P_v = G_0 - Y. \quad (6.2)$$

Уравнение (6.2) справедливо для случая, когда отсутствует ускорение в вертикальном направлении. Подставив в него значение подъемной силы и разделив обе его части на величину взлетного веса самолета, получаем

$$\frac{P_v}{G_0} = 1 - c_y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{1}{p}, \quad (6.3)$$

где p — нагрузка на крыло.

Выразив вертикальную составляющую тяги через полную тягу и имея в виду, что отношение полной тяги к весу самолета есть его тяговооруженность v_v , получим

$$\cos \varphi = \frac{1}{v_v} \left(1 - c_y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{1}{p} \right). \quad (6.4)$$

Следовательно, для определения потребного угла отклонения струи или двигателя с целью получения потребной вертикальной тяги необходимо знать исходную тяговооруженность самолета по вертикальной тяге и параметры самолета — нагрузку на крыло и коэффициент подъемной силы по скорости полета.

Зная угол φ , можно определить горизонтальную составляющую тяги силовой установки СВВП, время разгона до эволютивной скорости и расход топлива, затрачиваемого на разгон.

На рис. 6.11 приведены графики изменения горизонтальных составляющих тяг различных типов силовых установок от скорости полета для гипотетического СВВП. Горизонтальная составляющая тяги единых силовых установок из ТРД (1), ТРДД с форсажем (2) и без форсажа (3) с увеличением скорости полета интенсивно возрастает. Такой характер протекания тяги для данных типов силовых установок вызван тем, что с ро-

стом скорости угол отклонения сопла от первоначального положения увеличивается.

Неблагоприятно протекают характеристики составных силовых установок, включающих маршевые турбореактивные двигатели и подъемные ТРД (4), подъемные ТРДД₁ (5), подъемные ТРДД₂ (6), и составных силовых установок из подъемно-маршевых двигателей и подъемных ТРД (7), ТРДД₁ (8), ТРДД₂ (9). Это вызвано вычитанием больших значений входного импульса подъемных двигателей.

Лучшими характеристиками обладают составные силовые установки из маршевых и подъемно-разгонных ТРД (10), ТРДД₁ (11) и ТРДД₂ (12).

Составные силовые установки из подъемно-маршевых и подъемно-разгонных ТРД (13), ТРДД₁ (14) и ТРДД₂ (15), как и следовало ожидать, имеют характеристики протекания горизонтальных составляющих тяги по скорости полета очень близкие к единым силовым установкам. Как у тех, так и у других горизонтальная тяга создается путем поворота струи всех двигателей, входящих в силовую установку данного СВВП.

Силовые установки с ТВА (16) имеют удовлетворительные характеристики на переходных режимах полета за счёт программного поворота лопаток отклоняющего устройства с увеличением скорости полета.

Излом кривой на скорости 90 м/сек обусловлен ограничением отклонения поворотных лопаток на выходе из турбовентиляторного агрегата.

В процессе переходных режимов полета СВВП (взлет, посадка) могут значительно изменяться углы набегания воздушного потока на воздухозаборники, что может привести к большой неравномерности потока и даже к срыву его. Величины углов зависят от скорости полета, тяговооруженности самолета и первоначальных углов установки маршевых (подъемно-маршевых) и подъемных (подъемно-разгонных) двигателей.

В процессе вертикального взлета углы набегания воздушного потока на воздухозаборники маршевых двигателей интенсивно изменяются от $-85-90^\circ$ в начале взлета до -5° на скорости полета 50 м/сек и далее с увеличением скорости полета плавно возрастают до 0 и даже до $+2-3^\circ$. У подъемных же двигателей, расположенных на СВВП вертикально, эти углы возрастают

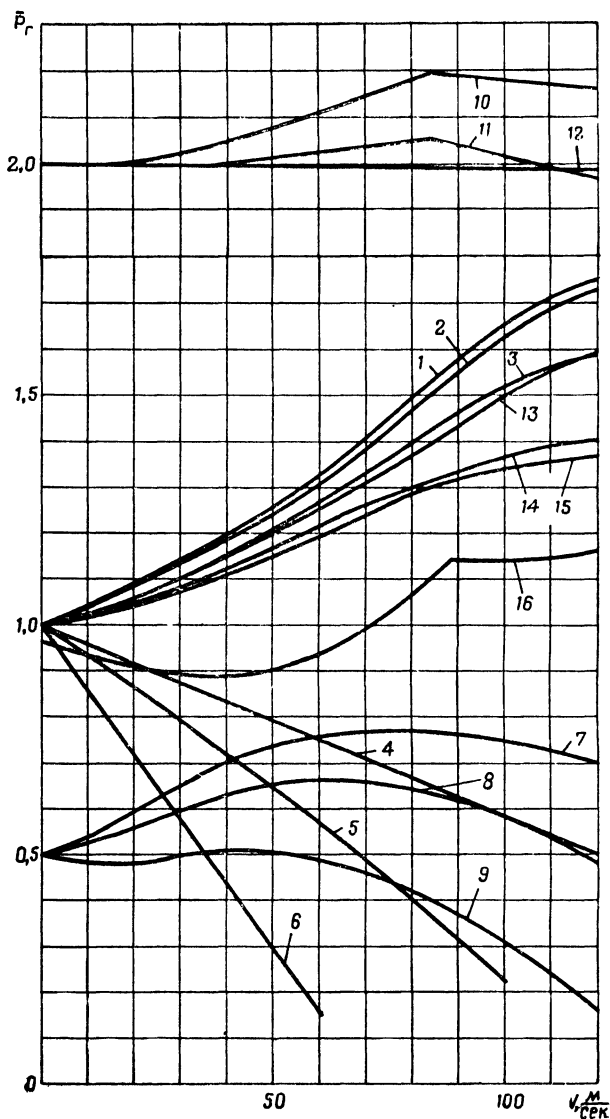


Рис. 6.11. Изменение горизонтальных тяг в зависимости от скорости полета различных типов силовых установок СВВП:

1, 2, 3 — единые из ТРД (1), ТРДДФ (2), ТРДД (3); 4, 5, 6 — составные из маршевых и подъемных ТРД (4), ТРДД₁ (5), ТРДД₂ (6); 7, 8, 9 — составные из подъемно-маршевых и подъемных ТРД (7), ТРДД₁ (8), ТРДД₂ (9); 10, 11, 12 — составные из маршевых и подъемно-разгонных ТРД (10), ТРДД₁ (11), ТРДД₂ (12); 13, 14, 15 — составные из подъемно-маршевых и подъемно-разгонных ТРД (13), ТРДД₁ (14), ТРДД₂ (15); 16 — силовая установка из ТРД с ТВА

от 0 в начале взлета до $80-85^\circ$ на скорости 50 м/сек и затем непрерывно увеличиваются, доходя в конце разгона до значений $90-95^\circ$. При посадке СВВП наблюдается обратная картина изменения углов набегания воздушного потока на воздухозаборники маршевых и подъемных двигателей.

Из изложенного следует, что наиболее важно обеспечить работу воздухозаборников подъемных (подъемно-разгонных) двигателей в диапазоне скоростей полета от $40-50 \text{ м/сек}$ до эволютивной, когда поток воздуха набегает на воздухозаборники двигателей под большими углами. Для этого применяются направляющие решетки, выдвижные воздухозаборники ковшового типа с поворотными лопатками и т. п. (см. главу 2).

В диапазоне же скоростей полета от 0 до $40-50 \text{ м/сек}$ хотя и изменяются в значительной мере углы набегания потока воздуха на воздухозаборники маршевых и подъемных двигателей, но при таких малых скоростях движения воздухозаборники работают почти так же, как в статических условиях.

ГЛАВА 7

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА СВВП

Безопасность полета современного самолета зависит от многих факторов, в том числе от организации полетов, точности пилотирования, надежности систем и элементов конструкции самолета, надежности силовой установки и т. д.

На самолете с обычным взлетом и посадкой отказ в работе двигателя не всегда приводит к аварии, даже если он произошел на взлете или посадке. В самом деле, самолет с одним двигателем отрывается от взлетно-посадочной полосы со скоростью, примерно на 15% превышающей критическую. Энергия, запасенная в ходе разгона, достаточна для того, чтобы летчик почти в течение 8 сек мог управлять самолетом. Если позволяет местность, то при правильных действиях летчика такое время позволяет принять меры, предотвращающие аварию. На самолете с несколькими двигателями при отказе одного из них можно не только совершить безопасную посадку, но и продолжить полет.

Таким образом, хотя для самолета с обычным взлетом и посадкой надежность силовой установки и служит важным условием безопасности полета, но полностью ее не определяет.

Для самолетов же, взлетающих и садящихся вертикально, надежность силовой установки является главным фактором, от которого зависит безопасность на взлете, посадке и переходных режимах полета, так как в этом случае подъемная сила СВВП и управляющие усилия создаются в основном силовой установкой. Поэ-

тому при ее отказе полет самолета невозможен. Самолет лишается управления и стабилизации, «теряет» подъемную силу и неизбежно терпит аварию.

Наряду с этим самому принципу осуществления взлета и посадки СВВП присущи такие особенности, которые при надлежащем их использовании могут обеспечить возможность повышения безопасности их полета по сравнению с существующими самолетами. Основной из них является то, что СВВП совершает посадку и взлет на весьма низких скоростях. Это является одним из важнейших факторов, который позволяет повысить его безопасность: уменьшается вероятность столкновения с препятствиями при заходе на посадку, в аварийной ситуации имеется бóльший резерв времени на принятие решения, самолет может совершить посадку на неподготовленную площадку, почти никакого значения для СВВП не имеет и состояние площадки (снег, обледенение, грязь). Однако для того чтобы использовать эти благоприятные свойства для повышения безопасности полета СВВП, еще более остро встает вопрос об обеспечении надежности работы его силовой установки. Дело в том, что низкие скорости взлета и посадки на СВВП достигаются только потому, что силовая установка обеспечивает требуемые подъемную силу и усилия для стабилизации самолета и управления им. На обычном же самолете это осуществляется за счет аэродинамических сил, поэтому требуются относительно большие скорости и на взлете и на посадке. Наиболее тяжелым моментом с точки зрения обеспечения безопасности полета СВВП является отказ в работе одного из двигателей. В зависимости от типа силовой установки и компоновки двигателей на самолете отказ двигателя по-разному сказывается на возможности продолжения полета или обеспечения безопасной посадки.

Особенности полета СВВП с единой силовой установкой при отказе двигателя

Если СВВП имеет единую силовую установку, то при отказе двигателя на режимах, когда еще недостаточны аэродинамические силы, полет невозможен.

Но в единой силовой установке СВВП можно применить не один двигатель, а два или несколько и получить

лучшие возможности с точки зрения обеспечения безопасности полета. Так, если единая силовая установка состоит из нескольких турбовинтовых двигателей, поворачиваемых из горизонтального положения в вертикальное и обратно вместе с крылом самолета, и если воздушные винты их механически связаны между собой, то отказ одного из двигателей лишь уменьшает тягу силовой установки и самолет не теряет ни управляемости, ни стабилизации. Можно подобрать такое число двигателей, что самолет вполне безопасно будет совершать посадку. Какое же число двигателей нужно для этого? Чтобы ответить на такой вопрос, умножим тягу одного двигателя на число продолжающих работать двигателей, полученную величину приравняем к требуемой для безопасной посадки тяге, составляющей определенную долю веса самолета, и найдем необходимое число двигателей. В результате получаем формулу (пригодную для двигателей разного типа):

$$n_{\text{потр}} = \frac{Kv}{Kv - C}, \quad (7.1)$$

где $n_{\text{потр}}$ — число двигателей для обеспечения безопасности посадки при выходе из строя одного из них;

v — исходная тяговооруженность самолета по вертикальной тяге (отношение вертикальной тяги всех двигателей силовой установки до отказа одного из них к весу самолета);

K — коэффициент увеличения тяги оставшихся работать двигателей при отказе одного из них;

C — коэффициент, показывающий, какую долю от веса самолета должна составлять вертикальная тяга силовой установки после выхода из строя одного двигателя (тяговооруженность СВВП при отказе одного из двигателей).

На рис. 7.1 приведена зависимость потребного числа двигателей от исходной тяговооруженности и тяговооруженности после отказа двигателя. Как видно из рисунка, с уменьшением допустимой тяговооруженности после выхода из строя одного двигателя $\frac{C}{K}$ требуемое

число двигателей резко уменьшается. Например, при $\nu=1$ и отношении $\frac{C}{K}=0,90$ нужно 10 двигателей, а уже для $\frac{C}{K}=0,8$ эта цифра уменьшается до 5, т. е. в два раза. С увеличением исходной тяговооруженности ν не-

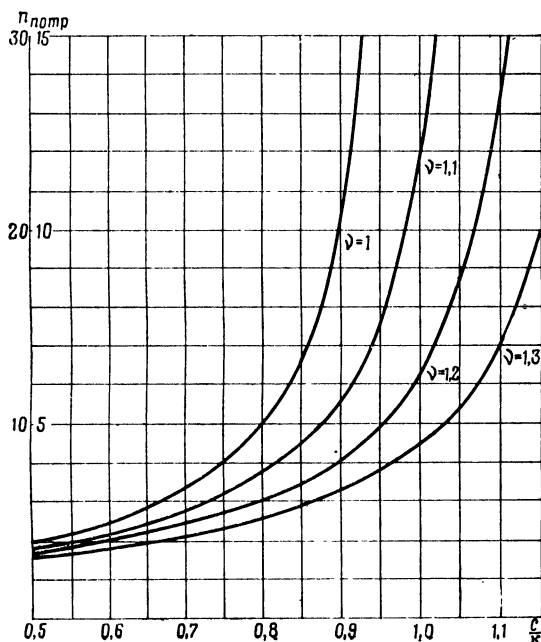


Рис. 7.1. Зависимость потребного числа двигателей от исходной тяговооруженности СВВП (ν) и тяговооруженности после отказа двигателя ($\frac{C}{K}$).

Цифры, приведенные слева от оси ординат, соответствуют потребному числу двигателей в случае отказа одного двигателя и выключения симметричного, а справа — в случае отказа одного двигателя без выключения симметричного

обходимое число двигателей также уменьшается. Так, при $\frac{C}{K}=0,90$ и $\nu=1,1$ требуется шесть двигателей, при $\nu=1,2$ — четыре, а при $\nu=1,3$ — три. Резкое уменьшение потребного числа двигателей происходит при росте тя-

говооруженности от 1 до 1,2. Дальнейший рост ее слабо сказывается на потребном числе двигателей.

Следует отметить, что в рассматриваемом случае из-за отказа одного двигателя не возникает дополнительных несбалансированных моментов. Это может быть в том случае, если применена, например, механическая связь между воздушными винтами. Все винты продолжают создавать тягу, хотя режим их работы и изменяется.

Если единая силовая установка состоит из нескольких турбореактивных или двухконтурных двигателей, поворачивающихся в гондолах, то при отказе одного из них появляется несбалансированный момент вокруг продольной оси самолета. Для безопасности полета такого СВВП нужно выключить симметрично расположенный двигатель или сбалансировать самолет изменением режима продолжающих работать двигателей. Вертикальная тяга силовой установки в этом случае заметно уменьшится, но возможность управлять самолетом с помощью газодинамических сопел сохранится.

Легко понять, что потребное число двигателей для самолета, у которого при отказе одного двигателя приходится выключать симметричный, удваивается по сравнению с предыдущим СВВП, где не требовалось выключать симметричный двигатель. Данные по потребному числу двигателей для этого случая приведены слева от оси ординат (рис. 7.1).

Если на СВВП установлены два двухконтурных ТРД, каждый с двумя поворотными соплами, то при отказе одного из двигателей создается большой момент вокруг продольной оси СВВП. Определим приближенно его величину. При расстоянии между осями двигателей в 1 м и вертикальной тяге каждого двигателя 7000 кг момент равен 7000 кгм. Сбалансировать такой момент с помощью управляющих сопел, расположенных на концах крыла, довольно трудно. Поэтому при отказе одного двигателя нужно выключить второй или сильно задресселировать его, чтобы он мог подавать воздух в управляющие сопла для стабилизации самолета.

В указанной компоновке двух ТРДД с поворотными соплами при отказе одного двигателя вертикальная тяга продолжающего работать двигателя не использует

ся. С его помощью СВВП лишь стабилизируется в горизонтальном положении для спасения летчика. Чтобы использовать эту тягу, надо связать газовые и воздушные тракты обоих двигателей в одну систему. Тогда при выходе из строя одного двигателя работающий двигатель будет подавать воздух и газ и на правые и на левые поворотные сопла. В этом случае не возникает момента вокруг продольной оси СВВП. Конечно, режим продолжающего работать двигателя значительно изменится, поскольку площадь сопел становится в два раза больше расчетной. Тяга из-за этого упадет, но она останется все еще существенной.

Двухконтурные турбореактивные двигатели с раздельными потоками в контурах обладают специфическими особенностями по сравнению с другими типами двигателей для самолетов вертикального взлета и посадки. Поворотные сопла у них предусмотрены отдельно в первом и втором контурах. Тяга создается передними и задними соплами раздельно.

При изменении параметров рабочего процесса или режимов и условий работы ТРДД тяга первого и второго контуров может существенно изменяться, в результате будет изменяться и точка приложения равнодействующей силы тяги контуров двигателя, что очень влияет на безопасность полета. Поэтому представляется весьма целесообразным рассмотреть данную особенность ТРДД более подробно (рис. 7.2).

Для правильной компоновки этого двигателя на СВВП и выбора соответствующих систем управления и стабилизации важно знать место приложения равнодействующей тяги контуров ТРДД в зависимости от параметров рабочего процесса. Кроме того, для ТРДД с выбранными параметрами рабочего процесса чрезвычайно важно определить изменение положения равнодействующей силы тяги контуров при изменении скорости полета, режимов работы двигателя (оборотов, включения и выключения форсажа), условий эксплуатации и т. д.

Рассмотрим изменение точки приложения равнодействующей тяг контуров ТРДД от параметров рабочего процесса.

За величину, характеризующую положение равнодействующей тяг контуров, примем отношение тяги вто-

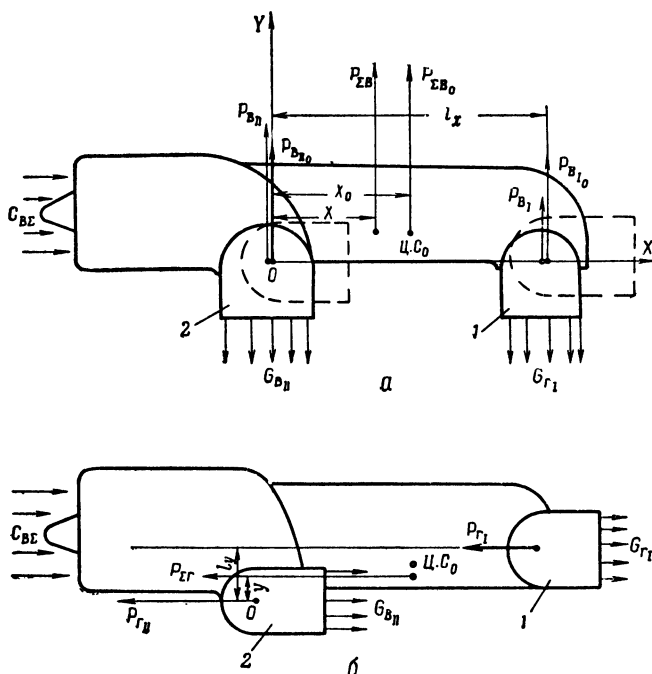


Рис. 7.2. Схема двухконтурного ТРД с поворотными соплами (на рисунке показаны действующие на двигатель силы):

a — положение сопел при вертикальном взлете и посадке; *б* — положение сопел при горизонтальном полете; 1 — переднее сопло; 2 — заднее сопло. Точка *O* — ось вращения передних сопел

рого контура к тяге первого контура и обозначим это отношение буквой *A*:

$$A_v = \frac{P_{vII}}{P_{vI}} \quad \text{и} \quad A_r = \frac{P_{rII}}{P_{rI}}, \quad (7.2)$$

где A_v — отношение вертикальных тяг и A_r — отношение горизонтальных тяг контуров ТРДД.

Удобно расстояние точки приложения равнодействующей тяг контуров от начала координат характеризовать относительными величинами — отношением этого расстояния к расстоянию между осями вращения поворотных сопел:

$$\bar{x} = \frac{x}{l_x} \quad \text{и} \quad \bar{y} = \frac{y}{l_y}. \quad (7.3)$$

Легко показать, что относительные значения расстояний $\bar{x}$ и $\bar{y}$ связаны с отношениями тяг контуров:

$$\bar{x} = \frac{1}{1 + A_{\text{в}}} \quad \text{и} \quad \bar{y} = \frac{1}{1 + A_{\text{г}}}. \quad (7.4)$$

Из рис 7.2 видно, что l_y значительно меньше l_x . Установкой осей поворотных сопел в одной горизонтальной плоскости можно свести l_y вообще к нулю. Поэтому рассмотрим только изменение отношения вертикальных составляющих тяг контуров.

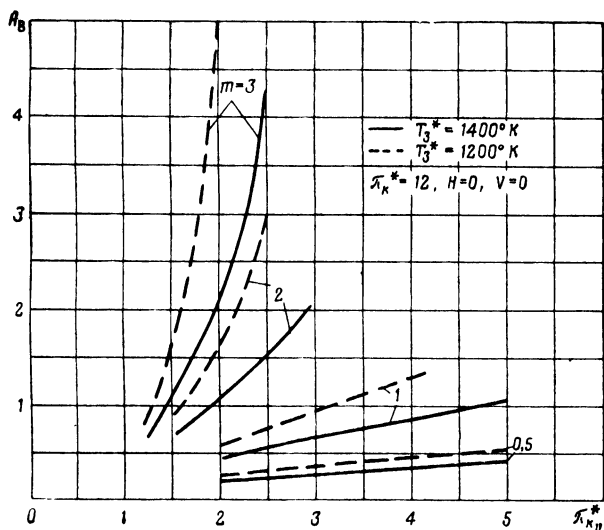


Рис. 7.3. Влияние степени повышения давления воздуха во втором контуре и степени двухконтурности на отношение тяг первого и второго контуров ТРДД с поворотными соплами

На рис. 7.3 показаны зависимости отношения тяги второго контура к тяге первого контура ТРДД от степени повышения давления воздуха во втором контуре для разных значений степени двухконтурности — от 0,5 до 3. Из рисунка видно, что параметры рабочего процесса ТРДД оказывают сильное влияние на соотношение тяг контуров, которое может изменяться от 0,22 до 5 и более. Увеличение степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура (или вентилято-

ре) вызывает увеличение доли тяги, создаваемой вторым контуром. Так, при степени двухконтурности $m = 1$ увеличение степени повышения давления воздуха в компрессоре второго контура с 2 до 5 сопровождается ростом отношения тяг второго и первого контуров с 0,47 до 1, т. е. более чем в два раза. Наибольшее влияние на отношение тяг второго и первого контуров оказывает степень двухконтурности. Увеличение ее вызывает интенсивный рост отношения тяг. Так, увеличение степени двухконтурности с 1 до 2 вызывает возрастание отношения тяг контуров в 2—3 раза. Это значит, что с увеличением степени двухконтурности ТРДД точка приложения равнодействующей тяг контуров значительно перемещается вперед. Еще большее увеличение отношения тяг наблюдается при $m = 3$.

Такой характер изменения отношения тяг контуров с увеличением степени повышения давления в компрессоре второго контура $\pi_{кII}^*$ и степени двухконтурности ТРДД легко понять, рассмотрев термодинамический цикл этого двигателя. Очевидно, что с ростом $\pi_{кII}^*$ и m располагаемая энергия в большей мере идет на работу второго контура, чем первого. В результате тяга второго контура возрастает, а первого — падает.

Повышение температуры газов перед турбиной, как и следовало ожидать, вызывает уменьшение отношения тяг, поскольку при неизменных других параметрах рабочего процесса тяга первого контура из-за большого располагаемого теплоперепада возрастает.

Приведенные данные относятся к ТРДД без форсажа во втором контуре. Применение форсажа при всех прочих равных условиях способствует увеличению отношения тяг, т. е. перемещению точки приложения равнодействующей тяг вперед к началу координат (рис. 7.4). С ростом температуры газов в форсажной камере второго контура T_f отношение тяг контуров значительно увеличивается. Особенно заметно увеличение A_v при переходе от бесфорсажного двигателя к двигателю с форсажем даже при низких температурах в форсажной камере, например 1000°K .

Изменение степени суммарного повышения давления в компрессоре ТРДД в широком диапазоне (от 10

до 20) практически не сказывается на величине отношения тяг контуров.

Значительное влияние на величину отношения тяг контуров ТРДД оказывает к.п.д. турбины и компрессора

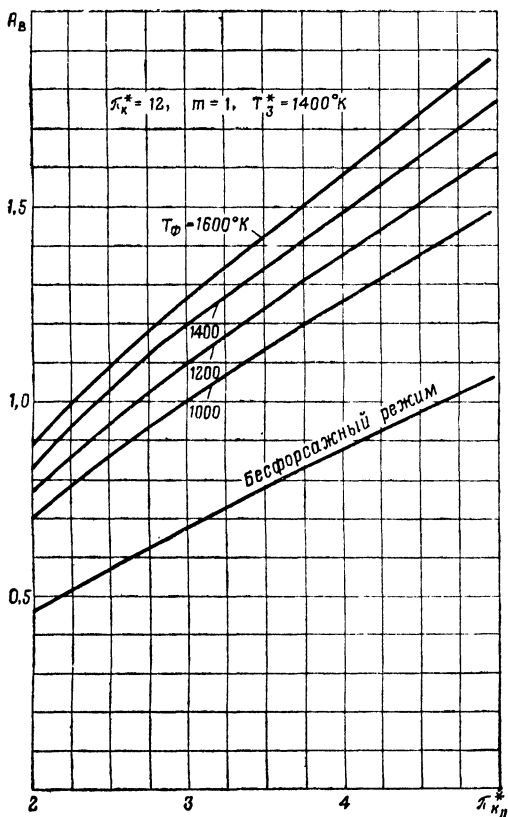


Рис. 7.4. Зависимость отношения тяг контуров ТРДД с форсажной камерой от степени повышения давления воздуха во втором контуре. В нижней части графика приведена кривая для этого же двигателя без форсажа

основного контура. Расчеты показывают, что увеличение к.п.д. турбины и компрессора на 1% приводит к уменьшению отношения тяг на 3—8% в зависимости от

величины $\pi_{кII}^*$. При этом бóльшим степеням повышения давления соответствует и больший процент изменения A_v . Следовательно, с ростом к.п.д. компрессора и турбины ТРДД равнодействующая вертикальных тяг контуров перемещается назад. Это обусловлено увеличением располагаемого теплоперепада при всех остальных равных условиях, а значит, возрастанием тяги первого контура.

На положение равнодействующей тяг контуров также влияют скорость и высота полета, режимы работы двигателя, условия эксплуатации и т. д. Перемещение точки приложения равнодействующей тяг контуров, вызванное влиянием этих факторов, сопровождается появлением моментов относительно поперечной оси самолета, крайне нежелательных на переходных режимах полета, когда аэродинамические силы малоэффективны.

Допустим, что для расчетных условий, например на режиме вертикального взлета ($H=0$, $V=0$), вертикальная тяга первого контура равна $P_{вI_0}$, а второго — $P_{вII_0}$; равнодействующая этих тяг $P_{\Sigma_{в_0}}$ приложена в точке Ц. С₀, отстоящей на расстояние X_0 от начала координат (рис. 7.2). Допустим, что с изменением режима работы двигателя вертикальная тяга второго контура $P_{вII}$ увеличится, а первого контура $P_{вI}$ уменьшится. В результате равнодействующая тяг контуров $P_{\Sigma_{в}}$ переместится вперед и уже будет приложена на расстоянии x от начала координат (причем $x < x_0$). Вследствие этого возникает кабрирующий момент относительно точки приложения равнодействующей Ц.С₀. Для его компенсации требуется увеличить мощность управляющих систем СВВП. Последнее связано со значительными потерями тяги силовой установки со всеми вытекающими последствиями.

Следует еще отметить, что значения возникающих моментов переменны. Кроме увеличения мощности управляющих систем, это требует и соответствующего регулирования их для компенсации переменных моментов.

Момент относительно расчетной точки приложения равнодействующей вертикальных тяг контуров при изменении эксплуатационных факторов равен

$$M_{z_{PB}} = P_{\Sigma_{в}} (x - x_0) \cos \varphi. \quad (7.5)$$

Косинус угла поворота сопел введен в формулу исходя из условий работы двигателя на переходных режимах полета, когда сопла устанавливаются в какое-либо промежуточное положение.

В практике работ более удобно пользоваться безразмерным коэффициентом момента, представляющим собой отношение момента, вычисленного по формуле (7.5), к моменту вертикальной составляющей равнодействующей тяг при расстоянии точки ее приложения от расчетной точки, равном расстоянию между осями поворотных сопел l_x , т. е.

$$m_{z_{p_B}} = \frac{P_{\Sigma_B} (x - x_0) \cos \varphi}{P_{\Sigma_B} l_x \cos \varphi} = \bar{x} - \bar{x}_0. \quad (7.6)$$

Зная зависимости коэффициента моментов от влияющих на него факторов, легко для заданных условий определить величину момента:

$$M_{z_{p_B}} = P_{\Sigma_B} l_x m_{z_{p_B}} \cos \varphi. \quad (7.7)$$

Влияние скорости полета (числа M) на величину коэффициента момента двухконтурного двигателя с форсажем во втором контуре невелико (рис. 7.5). При увеличении скорости от нуля и до числа $M=0,4$ коэффициент момента возрастает всего лишь до 0,01—0,03. Отсюда следует, что величина возникающего момента при изменении точки приложения равнодействующей тяг невелика. Например, если $l_x=2$ м, вертикальная тяга на взлете равна 15 000 кг и $\varphi=60^\circ$, то максимальное значение момента составит 150—450 кгм.

На рис. 7.5 приведены также соответствующие значения коэффициента момента на бесфорсажном режиме (при выключении форсажной камеры). Во всем диапазоне скоростей полета коэффициенты момента здесь велики. Кроме того, при выключении форсажной камеры момент меняет знак. С кабрирующего он становится пикирующим. При данных, соответствующих приведенному выше примеру, момент на бесфорсажном режиме может достигнуть значений 1500—2000 кгм.

При самопроизвольном выключении форсажной камеры на взлете, посадке и переходных режимах возникают очень большие несбалансированные моменты (3000—4000 кгм), которые могут вызвать опасные си-

туации, связанные с резкими угловыми движениями СВВП.

Изменение режима работы ТРДД путем уменьшения оборотов на посадке также связано с появлением зна-

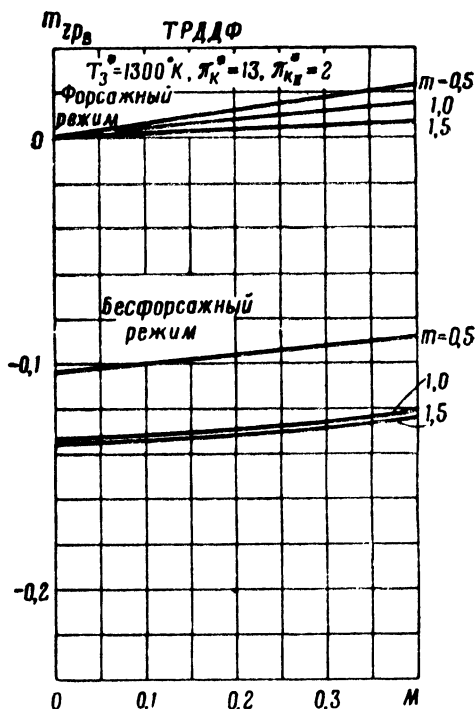


Рис. 7.5. Изменение коэффициента момента ТРДД с форсажем в зависимости от числа M полета при значениях степени двухконтурности $m = 0,5; 1,0$ и $1,5$

чительных моментов. На рис. 7.6 приведены зависимости коэффициента момента и относительного расстояния точки приложения равнодействующей вертикальной тяги от оборотов у ТРДД с $\pi_{кн}^* = 1,6$ в земных статических условиях (посадка). Кривые построены для четырех значений степени двухконтурности — 0,5; 1,2; 2 и 3.

Уменьшение оборотов на 15% сопровождается появ-

лением несбалансированного момента, коэффициент которого $m_{zp_B} = 0,05—0,12$ (при разных степенях двухкон-

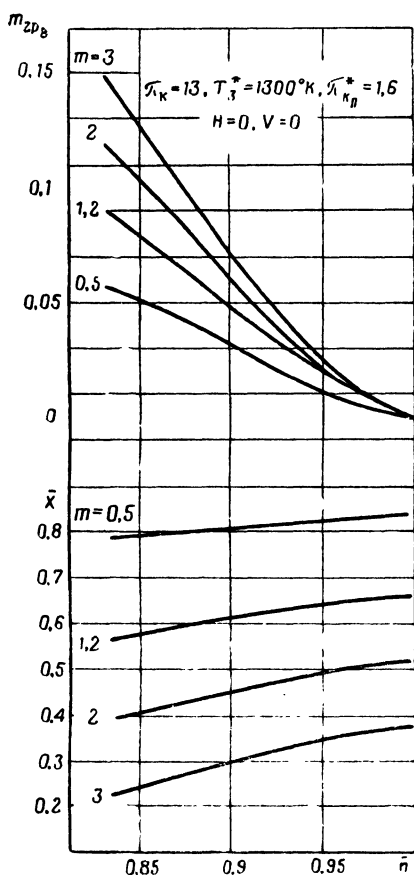


Рис. 7.6. Влияние изменения оборотов на коэффициент момента и относительное расстояние точки приложения равнодействующей тяги контуров двухконтурного ТРД с поворотными соплами

турности). Равнодействующая вертикальных тяг контуров перемещается вперед (x уменьшается) и появляется кабрирующий момент. Для максимальной верти-

кальной тяги 15 000 кг и $l_x = 2$ м величина момента с учетом уменьшения тяги при дросселировании до 8000 кг составит 1100—2400 кгм для разных исходных значений степени двухконтурности (от 0,5 до 3).

Как видим, величины возникающих моментов при изменении режима работы ТРДД (включение и выключение форсажа, изменение оборотов) чрезвычайно велики. Это указывает на необходимость такого регулирования двигателя, которое максимально снизило бы величины данных моментов.

Не меньшее значение на работу двухконтурных двигателей с поворотными соплами имеет влияние атмосферных условий, в частности температуры атмосферного воздуха. Расчеты показывают на довольно сильное влияние температуры атмосферного воздуха на положение равнодействующей тяг контуров, а стало быть, и на величину момента. Так, увеличение температуры на 1% сопровождается увеличением отношения тяги второго к тяге первого контура на 2—9% в зависимости от $\pi_{кII}^*$ и m , что приводит к появлению кабрирующего момента от двигателя довольно значительной величины. Особенно сильно сказывается влияние температуры атмосферного воздуха на величину отношения тяг контуров ТРДД при уменьшении оборотов. Например, на дроссельном режиме, соответствующем 90% максимальных оборотов, изменение температуры атмосферного воздуха на тот же 1% сопровождается практически вдвое большим увеличением отношения тяг, чем на максимальном режиме.

Положение равнодействующей тяг контуров ТРДД зависит, кроме того, от износов и изменения геометрии элементов двигателя в процессе эксплуатации, особенно компрессора основного контура и турбины. При износе деталей двигателя и изменении к.п.д. на 1—2% могут появиться моменты, равные 600—1200 кгм.

Рассмотренные особенности работы ТРДД с отдельными потоками первого и второго контуров и поворотными соплами для СВВП необходимо учитывать, с тем чтобы при изменении эксплуатационных факторов не допустить резкого изменения в положении равнодействующей тяг контуров и не вызвать опасных ситуаций, связанных с интенсивным вращением СВВП относительно поперечной оси.

Особенности полета СВВП с составной силовой установкой при отказе двигателя

Безопасность полета СВВП с составной силовой установкой при отказе одного из двигателей обеспечена лучше, чем самолета предыдущей схемы. У него обычно имеется группа вертикально расположенных подъемных двигателей для создания вертикальной тяги или части ее. Поэтому при отказе одного из двигателей остается несколько работающих. Чтобы сбалансировать возникающие при этом моменты, можно выключить другой, симметрично расположенный двигатель. Такому СВВП не опасен и отказ маршевого двигателя, так как самолет может совершить безопасную посадку на работающих подъемных двигателях.

Число подъемных двигателей, необходимое для безопасного полета на взлете, посадке и висении СВВП, с силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей при выходе одного из них из строя определяется по формуле (7.1) или по графикам, приведенным на рис. 7.1. При выключении симметричного двигателя число требуемых двигателей удваивается.

Для обеспечения безопасной посадки при отказе одного из двигателей составной силовой установки из маршевых и подъемных двигателей и выключении симметричного необходимо, чтобы тяговооруженность остальных работающих двигателей была 0,95—0,98. При исходной тяговооруженности по вертикальной тяге 1,25 требуемое число подъемных двигателей составляет 8. Как известно, именно такое число двигателей и предусмотрено на СВВП «Бальзак» и «Мираж» III с составной силовой установкой из маршевого и подъемных двигателей. При необходимости продолжения полета при отказе одного из двигателей и выключении симметричного, т. е. обеспечении тяговооруженности продолжающих работать двигателей 1,08—1,1, потребуется уже 18—20 подъемных двигателей. Такое число их можно рассматривать как реальное только для транспортных самолетов.

Для меньшей величины исходной тяговооруженности потребное число двигателей, необходимых для посадки, значительно увеличивается. Так, при $v=1,1$ и $\frac{C}{K}=0,95$ их нужно 15.

В формулу (7.1) входит коэффициент K , характеризующий увеличение тяги подъемных двигателей при отказе одного из них (в аварийной ситуации). Возможность увеличения тяги в этом случае, например на 10%, явилась бы очень важным фактором увеличения безопасности полета и уменьшения потребного числа двигателей данного СВВП.

Если на СВВП с составной силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей в аварийной ситуации допускается увеличение тяги подъемных двигателей на 10%, то потребное число двигателей для обеспечения безопасной посадки снижается в этом случае с 8 до 6 двигателей, а для продолжения полета — с 18—20 до 10 двигателей.

У СВВП с силовой установкой, состоящей из подъемных и подъемно-маршевых двигателей, вертикальную тягу создают и подъемные и подъемно-маршевые двигатели.

Необходимое для безопасной посадки число подъемных и подъемно-маршевых двигателей при отказе одного двигателя определяется по такой формуле:

$$n_{\text{потр}} = \frac{v_1}{v_{\Sigma} - \frac{C}{K}}; \quad (7.8)$$

где v_1 — тяговооруженность по тяге подъемных или подъемно-маршевых двигателей в зависимости от того, потребное число каких двигателей определяется;

v_{Σ} — тяговооруженность СВВП по суммарной вертикальной тяге.

При выводе данной формулы принималось, что коэффициент увеличения тяги K при отказе одного двигателя одинаков как для подъемных, так и подъемно-маршевых двигателей.

Если при отказе одного из двигателей выключается симметричный с целью устранения момента, то число двигателей удваивается.

На рис. 7.7 приведены графики потребного числа подъемных или подъемно-маршевых двигателей от отношения $\frac{C}{K}$ для разных значений их суммарной тяговооруженности. Из графиков видно, что с ростом тяговоору-

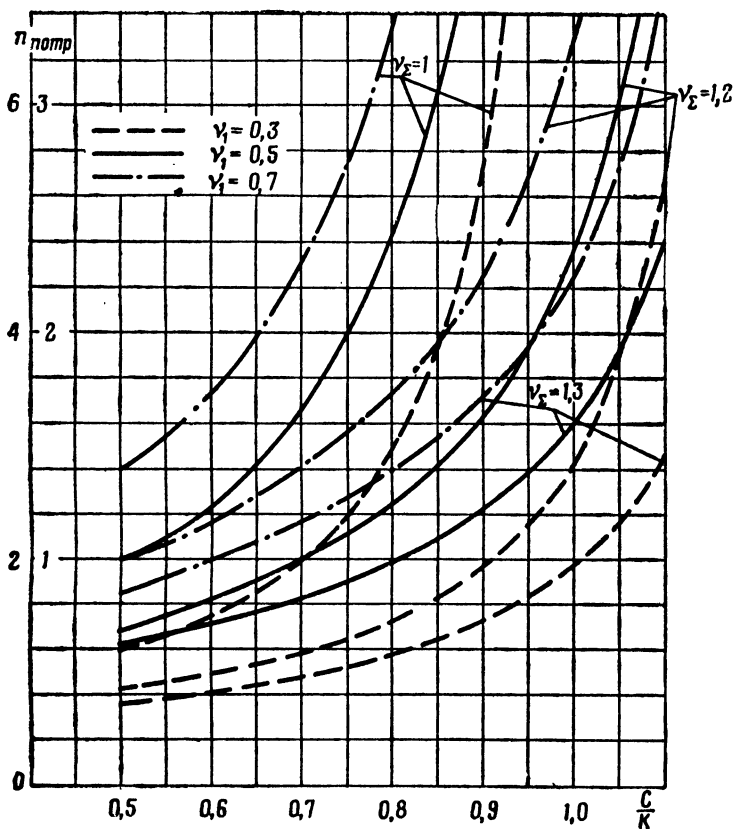


Рис. 7.7. Потребное число двигателей составной силовой установки в зависимости от оставшейся и исходной тяговооруженности СВВП. Цифры, приведенные слева от оси ординат, соответствуют потребному числу двигателей в случае отказа одного двигателя и выключения симметричного, а справа — в случае отказа одного двигателя без выключения симметричного

женности v_1 потребное число двигателей возрастает. Это и понятно, так как доля вертикальной тяги, создаваемой данной группой двигателей, растет с увеличением v_1 . С ростом суммарной тяговооруженности, наоборот, количество требуемых двигателей уменьшается. Если суммарная тяговооруженность равна 1,2 или больше, то для всех рассмотренных значений v_1 потребное число

двигателей составляет от одного до двух, а при необходимости выключения симметричного двигателя—от двух до четырех.

Повышение тяги оставшихся работать двигателей в аварийной ситуации, так же как и в предыдущей схеме составной силовой установки, приводит к уменьшению потребного числа двигателей. Это видно из рис. 7.7.

Если коэффициенты увеличения тяги работающих двигателей составной силовой установки из подъемно-маршевых K_1 и подъемных K_2 двигателей неодинаковы, то потребное число подъемных двигателей определяется по формуле

$$n_{\text{погр}} = \frac{\gamma_{\text{п}} K_2}{\gamma_{\text{п}} K_2 + \gamma_{\text{п.м}} K_1 - C}, \quad (7.9)$$

а подъемно-маршевых по формуле

$$n_{\text{подр.п.м}} = \frac{\gamma_{\text{п.м}} K_1}{\gamma_{\text{п.м}} K_1 + \gamma_{\text{п}} K_2 - C}. \quad (7.10)$$

Не все схемы СВВП с составными силовыми установками равноценны по безопасности полета или посадки при отказе одного из двигателей. Лучшими в этом отношении являются схемы с таким расположением подъемно-маршевых двигателей, какое показано на рис. 2.20, а и б. Схемы же, в которых подъемные двигатели расположены в одном месте по отношению к центру тяжести СВВП, а подъемно-маршевые — в другом, — наименее хорошие в смысле обеспечения безопасности полета. В этом случае отказ в работе двигателя из любой группы вызывает значительную асимметричность тяги всей силовой установки. Ввиду этого приходится выключать не один, а два и более двигателей или соответственно понижать режим работы. В результате тяга оставшихся работать двигателей будет существенно снижена по сравнению с предыдущими схемами.

Наличие большого числа подъемных двигателей в составной силовой установке вызывает некоторые особенности в ее работе и в системе регулирования на самолете. Наиболее важной особенностью является возможность рассогласования по величине тяги и по моментам, создаваемым ею. Поскольку на СВВП с данной силовой установкой число всех двигателей может со-

ставлять 10—20, а в некоторых случаях и большее количество, то из-за наличия допусков на величину тяги при изготовлении двигателей на заводе, неточности поддержания режима работы величины тяг каждого двигателя в группе будут различными. Вследствие этого суммарная тяга групп также может быть различной. В результате может появиться недостаток или избыток тяги по сравнению с требуемой и, что особенно неприятно, может появиться момент из-за асимметричности тяги в группе или одной группы относительно другой.

При наличии большого числа двигателей летчик не в состоянии контролировать работу групп двигателей, а тем более каждого двигателя в группе. Кроме того, при отказе одного из двигателей для некоторых схем СВВП (с расположением групп двигателей на большом расстоянии от центра тяжести) может появиться такое ускорение крена или тангажа, с которым очень трудно, а иногда и невозможно справиться летчику.

Поэтому на СВВП с составной силовой установкой с большим числом двигателей необходима автоматическая система управления самолетом и силовой установкой. Такая система должна облегчить работу летчика и предотвратить появление критических ситуаций при отказе одного из двигателей.

Оценка систем на моделирующих установках [17] показала, что при выходе из строя одного двигателя система должна интенсивно снизить тягу симметричного двигателя и обеспечить хорошую приемистость других двигателей с целью увеличения их тяги. Для этого необходимо иметь высокочувствительные датчики тяги двигателей. В качестве их могут быть использованы датчики полного давления, установленные в выхлопном сопле каждого двигателя.

Схема одной из возможных систем автоматического управления силовой установки для транспортного СВВП среднего радиуса действия показана на рис. 7.8. Силовая установка этого СВВП состоит из двух подъемно-маршевых двухконтурных двигателей 9 с четырьмя поворотными соплами каждый и восьми подъемных турбореактивных двигателей 7, расположенных по четыре двигателя в крыльевых гондолах [8].

Автоматическая система управления СВВП и ее силовой установкой включает автостабилизатор 2 и его

привод 3, вычислитель сил и моментов 1 и его привод 5, групповые компенсаторы тяги 6, центральную запирающую систему 4 и электрогидравлический привод 8.

Работает система следующим образом. При нарушении режима работы, отказе двигателя и т. д. сигналы

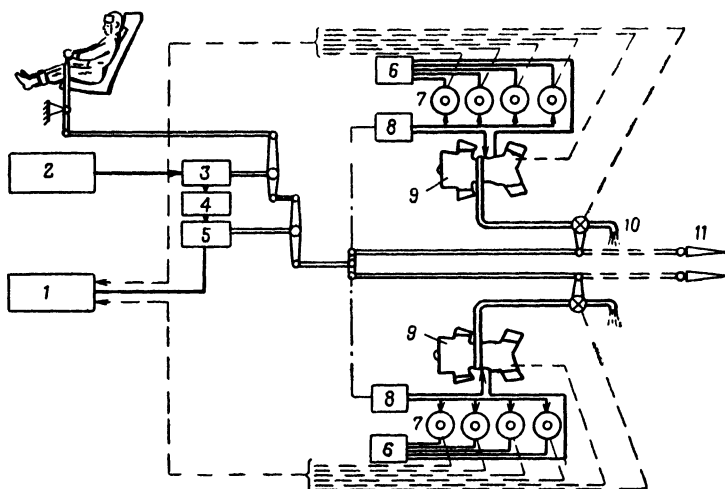


Рис. 7.8. Схема системы автоматического управления СВВП с составной силовой установкой транспортного СВВП:

1 — вычислитель сил и моментов; 2 — автостабилизатор; 3 — привод автостабилизатора; 4 — центральная запирающая система; 5 — привод вычислителя сил и моментов; 6 — групповые компенсаторы тяги; 7 — подъемные двигатели; 8 — электрогидравлический привод; 9 — подъемно-маршевые двигатели; 10 — управляющие сопла; 11 — рули

от двигателей 7 и 9 и управляющих сопел 10 поступают в вычислитель сил и моментов 1. Здесь они сравниваются с потребными сигналами для управления СВВП. На основе полученных величин рассогласования выдаются команды в привод для задания определенного положения рулям 11 и установления необходимого режима работы управляющим соплам для обеспечения безопасного полета СВВП.

Автостабилизатор, работающий от двух гироскопов, обеспечивает автоматическую стабилизацию СВВП относительно продольной и поперечной осей на режимах вертикального взлета и посадки и на режиме висения.

Если автостабилизатор работает в установленном для него диапазоне угловых скоростей, он «запирает» шток привода вычислителя сил и моментов в определенном положении с помощью центральной запирающей системы 4.

При выходе из строя вычислителя сил и моментов автостабилизатор также «запирает» шток привода.

Групповой компенсатор тяги (рис. 7.9) представляет собой комбинацию следящего механизма с приводом.

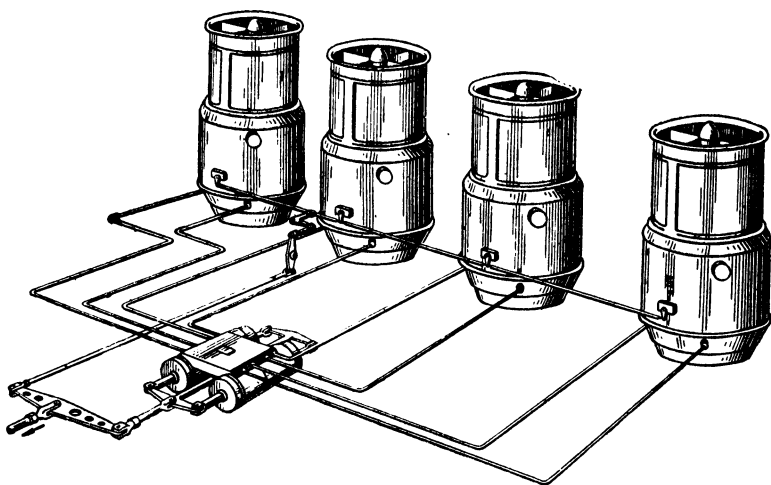


Рис. 7.9. Схема компоновки группового компенсатора тяги подъемных двигателей

Он установлен около каждой группы двигателей (по одному на группу). К нему подводятся полные давления газов, замеренные в выхлопных соплах каждого из двигателей всей группы, и, кроме того, от сопла подъемно-маршевого двигателя.

Изменение режима работы какого-либо двигателя сопровождается изменением полного давления газов в его сопле. При этом новое значение давления передается в компенсатор тяги, который автоматически изменяет (увеличивает или уменьшает) режим работы группы двигателей, в которую входит данный двигатель. При отказе одного из двигателей данной группы с помощью

группового компенсатора тяги значительно уменьшается момент, вызываемый разностью тяг групп двигателей. В результате у летчика появляется резерв времени для соответствующего управления самолетом вручную.

При совместной работе вычислителя сил и моментов и группового компенсатора тяги в случае отказа в работе одного из двигателей (падение полного давления более чем на 25% от требуемого для данного режима) с помощью привода вычислителя сил и моментов выключается симметричный двигатель. При этом групповой компенсатор тяги уменьшает влияние падения тяги одного из двигателей до возможного уровня в течение времени, необходимого для выдачи вычислителем сил и моментов сигнала на изменение момента для компенсации вышедшего из строя двигателя или выключения симметричного двигателя.

Особенности полета СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги, при отказе двигателя

У СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги, безопасность при отказе одного из двигателей достигается также подбором необходимого числа двигателей и агрегатов усиления тяги. Но здесь есть свои особенности. Для повышения безопасности газовые тракты нескольких агрегатов усиления тяги, например турбовентиляторных агрегатов, должны быть соединены между собой. В данном случае при отказе одного из двигателей газы на все ТВА будут поступать от другого двигателя (если силовая установка состоит из двух двигателей и трех ТВА). При этом вертикальная тяга ТВА уменьшается не в два раза, а лишь в 1,6—1,65 раза. Подобная силовая установка показана на рис. 3.26. Она состоит из двух ТРД 2 и трех ТВА 1 и 4. Газовые тракты ее взаимосвязаны. На оба боковых ТВА газы подаются по трубопроводам 3 от одного двигателя и по трубопроводам 5 от другого. К переднему ТВА газы поступают по трубопроводу 6 от одного двигателя и по трубопроводу 7 от другого. При отказе одного из двигателей другой питает все три турбовентиляторных агрегата, что обеспечивает минимально необходимую вертикальную тягу и усилия для стабилизации и управления СВВП.

Потребное число двигателей для совершения посадки и горизонтального полета при выходе одного двигателя из строя и в этом случае определяется по графикам, приведенным на рис. 7.1. По оси абсцисс следует брать величину $\frac{C}{K}$, равную 0,8—0,9. С учетом этого для СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги, требуется от двух до трех двигателей при суммарной тяговооруженности от 1,1 до 1,3.

ГЛАВА 8

ВОЗДЕЙСТВИЕ ВЫХЛОПНЫХ СТРУЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВВП НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И НА САМОЛЕТ

При взлете и посадке СВВП газовые струи направлены вертикально вниз или под некоторым углом к поверхности взлетно-посадочной площадки. Струи обладают большой кинетической энергией, температура их весьма высокая.

При небольшом расстоянии СВВП от поверхности площадки (т. е. нахождении самолета вблизи земли) газовые струи оказывают значительное воздействие как на саму поверхность площадки, так и на самолет и его силовую установку. Это воздействие проявляется в следующем.

1. Выхлопные струи, обладая большой кинетической энергией, могут вызывать значительные разрушения взлетно-посадочных площадок, особенно грунтовых.

2. Отраженные струи от поверхности площадки могут попадать на вход в двигатель и тем самым ухудшать его работу; кроме того, с этими струями в двигатель могут попасть посторонние частицы и вызвать забоины лопаток компрессора.

3. Из-за подсасывающего действия струи на самолет уменьшается подъемная сила.

Разрушающее действие выхлопных струй на взлетно-посадочные площадки

Вплоть до последнего времени одним из препятствий на пути широкого применения СВВП являлось именно

опасение сильного разрушения взлетно-посадочных площадок выхлопными струями двигателей.

В целях выявления воздействия выхлопной струи подъемных ТРД и турбовентиляторных агрегатов на поверхность площадки были проведены специальные испытания натуральных подъемных двигателей и экспериментального турбовентиляторного агрегата с имитацией реальных условий взлета и посадки [13]. Основное внимание было обращено на взлет, так как струя в этом случае воздействует на площадку более длительное время, чем при посадке.

Для обеспечения взлета СВВП после запуска подъемных двигателей и вывода их на режим малого газа требуется быстро увеличить тягу до максимальной. Отрыв начинается уже при тяге, равной примерно 80% максимальной, так как тяговооруженность самолета на взлете больше единицы. Посадка осуществляется в обратном порядке, но с немедленным выключением двигателей после касания земли. С учетом этой программы был разработан типовой цикл испытаний, который имитировал реальные условия работы силовой установки на взлете и посадке. Характеристика его приведена в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Характеристика цикла испытаний воздействия струи двигателя на ВПП

Интервал времени, сек	Характеристика режима	Скорость газов на выходе из сопла, м/сек	Температура газов в выхлопной трубе, °С
0—5	Повышенный режим малого газа	360	500
5—7	Приемистость до взлетной тяги	От 360 до 475	500—620
7—9	Взлетная тяга	475	620
9—10	Резкое уменьшение тяги до малого газа	От 475 до 360	620—500

Количество циклов, которое выдерживало то или иное покрытие, и характеризовало применимость его для СВВП с данным двигателем.

Для проведения испытаний была создана установка, на которой был смонтирован в вертикальном положении подъемный ТРД. Расстояние от обреза реактивного сопла до поверхности земли могло изменяться от 305 до 2135 мм.

Сначала испытывалась бетонная поверхность аэродрома. Сопло находилось от нее на расстоянии 915 мм. Бетон эрозировал после одного цикла (рис. 8.1). Выве-

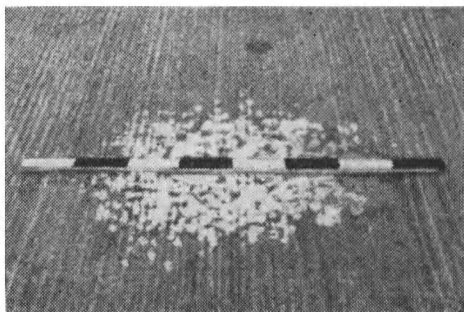


Рис. 8.1. Характер эрозии бетонной площадки при воздействии на нее струи подъемного ТРД. На данном рисунке и на рис. 8.2—8.4 для характеристики размеров разрушения показана линейка с делениями по 150 мм

трилось около 820 см³ бетонной пыли, которая не представляла никакой опасности для самолета.

Известно, что если бетон затвердевает медленнее, чем в обычных атмосферных условиях, он получается менее пористым и более прочным. Наиболее эффективным является затвердевание его под слоем влажного песка. В этом случае влага не может быстро испаряться из бетона. Кроме того, песок защищает его от колебаний температуры, вызываемых изменением интенсивности солнечного нагрева. После 15 суток песок с бетона удаляется и ему дают возможность затвердевать еще в течение 15 дней. Такой бетон принято называть «мокрым». Он выдерживает 200 циклов испытаний. Лучшие свойства «мокрого» бетона по сопротивляемости воздействию реактивной струи объясняются механизмом разрушения бетона. Он разрушается главным образом

вследствие нагрева содержащейся в нем влаги до кипения и разрыва материала бетона пузырьками пара. Чем плотнее структура бетона (меньшая пористость), тем меньше влаги и, следовательно, тем меньшее воздействие оказывает она при закипании.

Такой длительный процесс подготовки бетона (в течение 30 суток) в ряде случаев вообще непригоден. Поиски технологии изготовления его за более короткий срок, но с качеством, близким к «мокрому» бетону, привели к разработке «мембранного» бетона. Во время укладки бетона на площадку он покрывается смесью, ускоряющей твердение. В результате быстро образуется корка (мембрана), препятствующая испарению влаги. По своим свойствам данный бетон близок к «мокрому». Характерной особенностью его является быстрая эрозия в глубину после разрушения верхней корки. В процессе испытаний этого бетона при воздействии на него струи, выходящей из сопла, находящегося на расстоянии от поверхности 915 мм, установлено, что он выдерживает 1 цикл без разрушений, но после 5 циклов его поверхность разрушалась на площади 325 см^2 с выдуванием 328 см^3 материала. В дальнейшем после 5 циклов воздействия струи на данный бетон наблюдалось незначительное увеличение его разрушения. Когда сопло находилось на расстоянии 460 мм от поверхности, разрушение наблюдалось с начала воздействия струи. После 5 циклов поверхность разрушалась на площади 740 см^2 с выдуванием 575 см^3 материала. Последующие циклы вызвали пропорциональное увеличение разрушения.

Затем была испытана площадка, покрытая обожженными кирпичами. Сопло устанавливалось на расстоянии 915 мм от поверхности площадки. После 10 циклов наблюдалась небольшая эрозия на кольце с диаметром, равным двум диаметрам сопла. В процессе дальнейших 40 циклов существенных изменений поверхности площадки не наблюдалось. Это даст возможность сделать вывод, что площадки, покрытые обожженными кирпичами, пригодны для длительной эксплуатации с них самолетов с вертикальным взлетом и посадкой.

Испытывалось также асфальтовое покрытие, нанесенное на бетонное основание. Сопло от поверхности находилось на расстоянии 915 мм. При воздействии струи на асфальт наблюдалась сильно прогрессирующая эрозия.

После трех циклов площадка была повреждена на поверхности 224 дм^2 с выдувом 71 дм^3 (рис. 8.2). Дальнейшие испытания были прекращены, так как стало ясно, что для асфальтового покрытия необходима защита от воздействия выхлопной струи.

Кроме того, подвергался испытаниям грунт, просевший дерном. Он не выдерживал и одного цикла при таком же расстоянии среза сопла от поверхности, как и

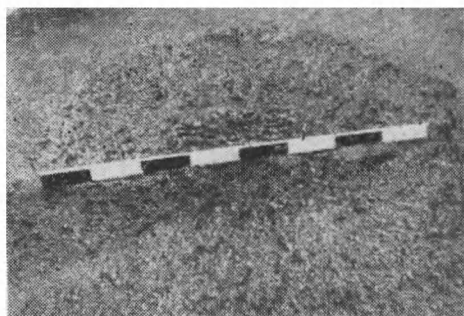


Рис. 8.2. Эрозия асфальтового покрытия при воздействии струи подъемного ТРД

в предыдущих случаях. В самом начале работы дерн вырывался и почва быстро начинала разрушаться (рис. 8.3). После одного цикла испытания образовалась яма диаметром $1,22 \text{ м}$ и распылилось 267 дм^3 почвы. Яма, вырытая струей, поворачивала поток подобно реверсивному устройству и направляла вместе со струей большое количество грунта на вход в двигатель. Следовательно, грунт, так же как и асфальт, непригоден без его соответствующей защиты для взлетно-посадочных площадок СВВП с турбореактивными двигателями.

Было произведено испытание воздействия струи на площадку при движении над ней. Подъемный турбореактивный двигатель RB.108 был установлен на самолете, оборудованном под летающую лабораторию. Скорость струи газов на выходе из сопла подъемного ТРД составляла 535 м/сек . При скорости движения самолета $18,5 \text{ км/час}$ над асфальтовой поверхностью никакого повреждения асфальта не наблюдалось из-за того, что

он находился под соплом в течение очень небольшого промежутка времени (0,06 сек).

Шесть разбегов было сделано над грунтовой полосой с дерновым покровом со скоростью движения от 74 до 18,5 км/час. При этом наблюдалось некоторое выветривание почвы у корней дерна. Пыль поднялась на высоту не более 1830 мм. Корни травы оставались неразрушенными, продолжая связывать почву.

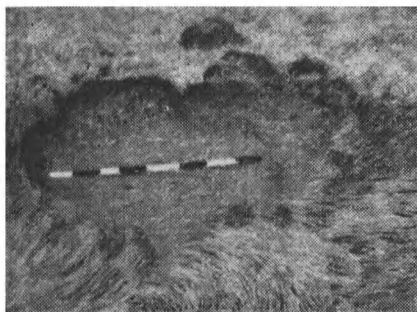


Рис. 8.3. Разрушение грунта с дерном при действии струи подъемного ТРД

Испытания турбовентиляторного агрегата проводились только на установившемся режиме. Способность того или иного покрытия выдерживать воздействие струи турбовентиляторного агрегата оценивалась временем его работы до определенной степени разрушения покрытия. Скорость истечения воздуха была 160, газов — 145 м/сек.

Воздействие струи ТВА на бетон с нормальным твердением без защиты в течение 30 мин не вызывало никаких разрушений. Это значит, что самолет с турбовентиляторным агрегатом может неограниченно долго работать с площадок, покрытых бетоном.

При работе ТВА над асфальтом и черным покрытием в течение первых 5 мин никаких признаков эрозии не наблюдалось. Затем была замечена слегка возрастающая эрозия. Через 30 мин черное покрытие эродировало на глубину 3,2 мм на площади 64,5 см², асфальт разрушился на площади, в два раза большей.

Таким образом, самолет с турбовентиляторным агрегатом может эксплуатироваться на незащищенном асфальте или черном покрытии в течение короткого времени.

Проведенные испытания воздействия струи ТВА на грунт с разным травяным покровом установили возможность эксплуатации самолетов с ТВА с грунтовых площадок без их защиты в течение ограниченного времени.

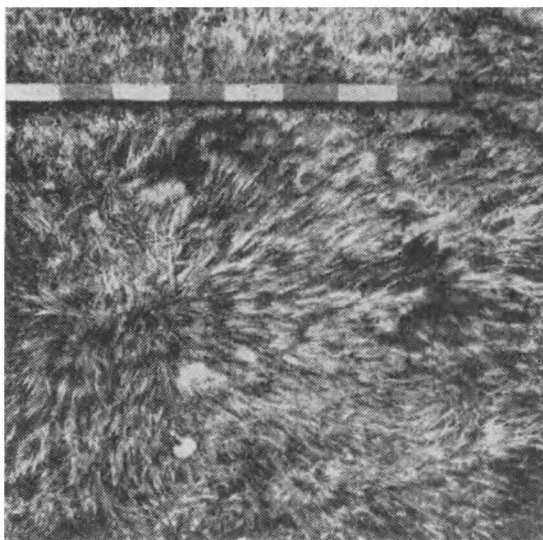


Рис. 8.4. Нарушение дернового покрова после воздействия струи ТВА в течение 20 мин

Если грунт имел высокий травяной покров, то после воздействия на него в течение 5 мин трава уплотнялась, но корни оставались нетронутыми. Затем почва между корнями начинала выветриваться. После 20-минутного воздействия на грунт струи из него вырывались большие куски дерна (рис. 8.4). Грунт с подрезанной травой полностью выдерживал воздействие струи ТВА в течение 30 мин. Единственным нарушением покрова было постепенное сжигание травы. Таким образом, чем ниже травяной покров, тем лучшие условия для эксплуатации самолетов с ТВА.

Характер течения струи после удара о поверхность взлетно-посадочной площадки

Струя после удара о поверхность взлетно-посадочной площадки распространяется во все стороны в приземном слое (как бы «прилипает» к поверхности, рис. 8.5).

На рис. 8.6—8.11 даны характеристики растекающейся одиночной струи, характеризующие ее скоростной напор, температуру и т. д.

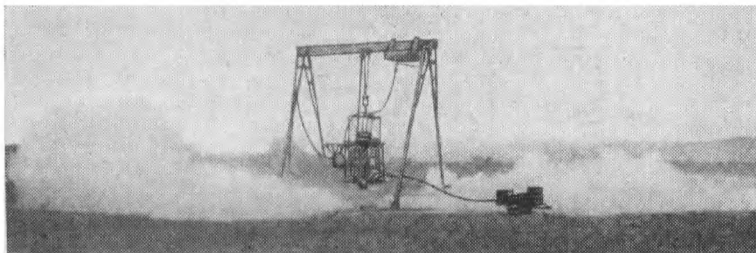


Рис. 8.5. Характер распространения струи при ударе о поверхность площадки

На рис. 8.6 показано изменение отношения скоростного напора струи у поверхности земли после растекания к скоростному напору на выходе из реактивного сопла от относительного расстояния в сторону от оси сопла при разных расстояниях среза сопла от поверхности площадки $\bar{H}$ [13]. Величины расстояний на этом графике представлены по отношению к диаметру сопла.

Видим, что наибольший скоростной напор вдоль поверхности площадки наблюдается на расстоянии одного диаметра сопла от его оси при зазоре между соплом и поверхностью площадки, равном двум диаметрам сопла. Если величина зазора равна одному диаметру сопла, наибольший скоростной напор оказывается на расстоянии, равном 1,6 диаметра сопла. Обращает на себя внимание тот факт, что наибольшее разрушение площадок происходит на расстояниях от оси сопла, соответствующих максимальному значению скоростного напора струи вдоль поверхности площадки. Это показывает, что основной причиной разрушения площадок являет-

ся воздействие скоростного напора струи параллельно поверхности площадки. Чем меньше скоростной напор у поверхности площадки, тем меньше она разрушается.

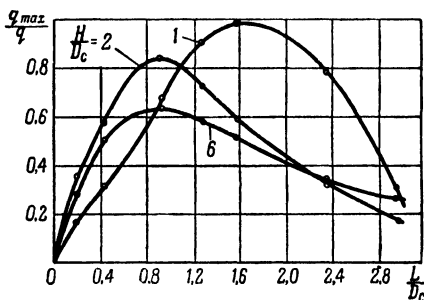


Рис. 8.6. Изменение относительного скоростного напора струи от относительного расстояния в сторону от оси сопла ТРД

На рис. 8.7 приведены графики зависимости динамического давления в струе газов или воздуха различных типов двигателей СВВП от расстояния в сторону от оси сопла. Эти данные получены по результатам испытаний моделей сопел [8]. Согласно графикам ТРД и ТРД с форсажной камерой имеют одинаковые значения

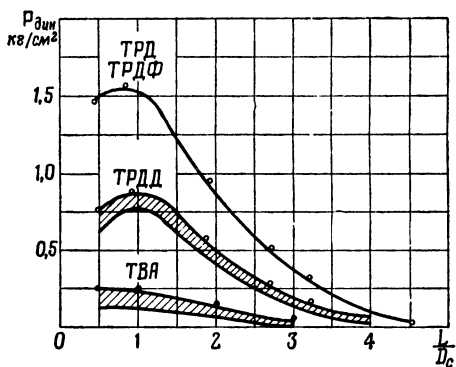


Рис. 8.7. Зависимость динамического давления в струе разных типов двигателей от расстояния в сторону от оси сопла

динамического давления. Это значит, что величина динамического давления практически не зависит от температуры газов на выходе из сопла, а определяется главным образом степенью расширения газов в сопле.

Величины динамического давления имеют наибольшее значение при зазоре между срезом сопла и поверхностью площадки, равном одному диаметру, на расстоянии одного диаметра от оси сопла. При увеличении расстояния от оси сопла динамическое давление резко падает.

У двухконтурных ТРД характер протекания динамического давления по расстоянию от оси сопла такой же, что и у ТРД, но величины динамического давления существенно меньше (примерно в два раза). Максимум динамического давления находится на расстоянии одного диаметра от оси сопла.

У силовой установки с турбовентиляторным агрегатом, имеющим степень повышения давления воздуха в вентиляторе 1,25, динамическое давление струи у поверхности площадки значительно ниже, чем струи двухконтурного и одноконтурного ТРД. Так, максимальная величина этого давления, наблюдаемая на половине диаметра ТВА от его оси, в три раза меньше, чем у ТРДД, и в шесть раз меньше, чем у ТРД.

Приведенные величины динамического давления струи у поверхности площадки указывают на относительные трудности эксплуатации СВВП с ТРД и ТРДД с естественных незащищенных площадок. Лучше в этом отношении СВВП с силовыми установками, включающими в себя ТВА.

На рис. 8.8 представлена зависимость динамического давления в струе у поверхности площадки в месте ее максимального значения при увеличении зазора между соплом и поверхностью площадки. Динамическое давление струи с увеличением зазора до величины, равной трем диаметрам сопла, очень слабо уменьшается, и только при увеличении зазора до пяти диаметров сопла падение его становится заметным.

Изменение температуры газовой струи ТРД при ее растекании после удара о поверхность площадки показано на рис. 8.9. Концентрическими окружностями изображены линии равных температур — изотермы. Вверху справа дан график изменения температуры в сечении

по радиусу вправо от оси сопла. Наибольшее значение температуры газовой струи наблюдается непосредственно под соплом, по его оси. Ее величина составляет 355° при 620°C на выходе из сопла. При этом сопло находилось на высоте трех диаметров сопла над поверхностью площадки. С увеличением расстояния в сторону от оси

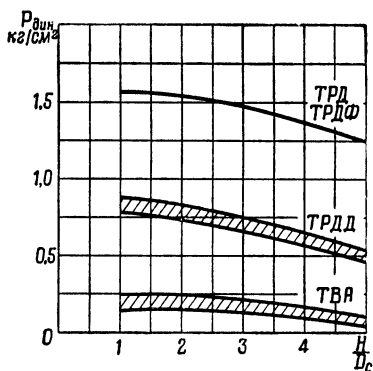


Рис. 8.8. Зависимость динамического давления в струе от расстояния среза сопла над поверхностью площадки

сопла температура газовой струи очень быстро уменьшается. Так, если расстояние от оси сопла будет равно трем диаметрам сопла, то температура газовой струи уменьшается в 3,5 раза по отношению к температуре, имевшей место по оси сопла, и составляет всего 100°C . Это говорит об интенсивном смешивании газовой струи с окружающим воздухом.

На рис. 8.10 приведено изменение температуры газовой струи различных типов двигателей при ра-

стекании ее у поверхности площадки от расстояния в сторону от оси сопла. Расстояние выражено в долях диаметра сопла. Графики построены для величины зазора между соплом и площадкой, равной одному диаметру сопла. Получены эти данные на основе испытаний моделей сопел [8]. Они также подтверждают, что максимальное значение температуры газовой струи наблюдается непосредственно под соплом по его оси и что с увеличением расстояния в стороны от оси температура газовой струи значительно падает.

На рис. 8.11 показано влияние величины зазора между срезом сопла и поверхностью площадки на температуру газовой струи по оси сопла. Величина зазора представлена в виде долей диаметра сопла. Из рисунка видно, что с увеличением расстояния между срезом сопла и поверхностью площадки, вплоть до 4—5 диаметров сопла, температура в центре струи на поверхности площадки практически не изменяется.

Для понимания приведенных особенностей течения струи выхлопных газов при ударе ее о поверхность взлетно-посадочной площадки рассмотрим схему оди-

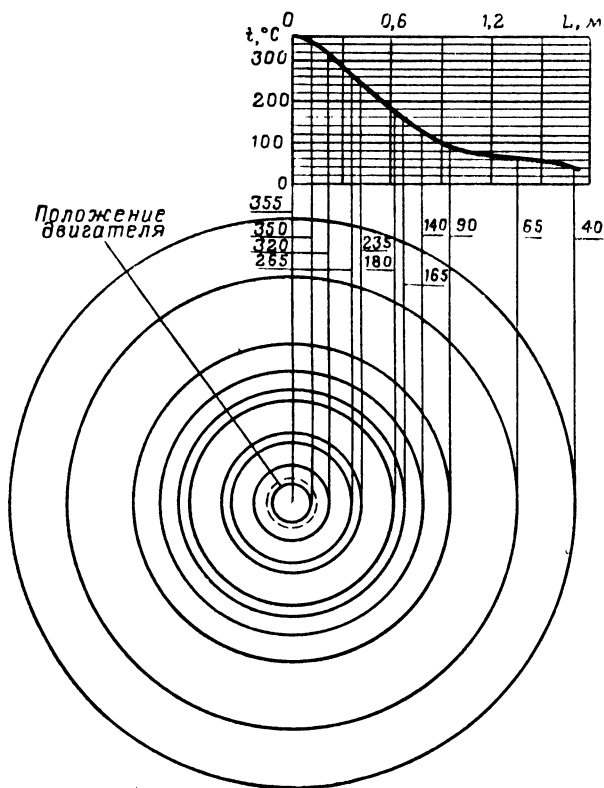


Рис. 8.9. Изменение температуры газовой струи ТРД при ее растекании над поверхностью площадки после удара

ночной вертикально направленной газовой струи при ее ударе о плоскую преграду (рис. 8.12).

Из рис. 8.12 видно, что в струе наблюдаются три характерных участка [22]. Первый участок (I) — от выходного сечения сопла двигателя до линии $a-a$. Эта часть является осесимметричной свободной турбулентной струей, не ограниченной твердыми стенками и истекающей в

пространство, заполненное средой тех же физических свойств, что и сама струя. Второй участок (II) — часть, ограниченная цилиндрической поверхностью $a-a-b-b$.

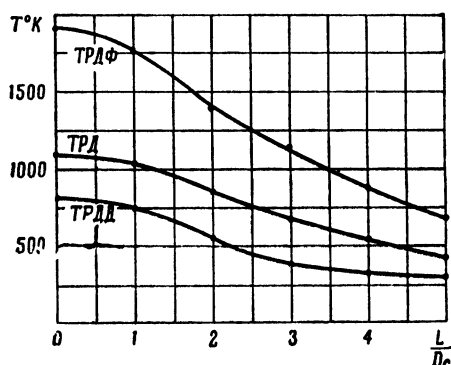


Рис. 8.10. Изменение температуры газовой струи ТРД, ТРДФ, ТРДД при растекании ее над поверхностью площадки от расстояния в сторону от оси сопла

Здесь осуществляется поворот струи. Третий участок (III) — от боковых поверхностей цилиндра $a-a-b-b$ радиально во все стороны. В этой области струя ограниче-

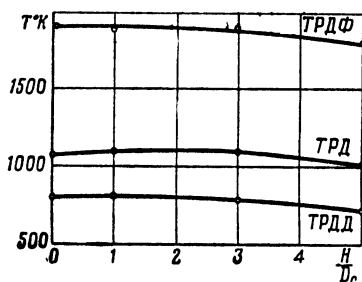


Рис. 8.11. Влияние величины зазора между срезом сопла и поверхностью площадки на температуру газовой струи

на с одной стороны твердой стенкой (пристеночная струя).

Для расчета параметров струи принято их определять отдельно для свободной турбулентной струи и для

ной. На начальном участке скорость по оси струи практически неизменна и равна скорости истечения из сопла. На этом участке происходит торможение потока вследствие «подпитки» его окружающим воздухом только на границах струи.

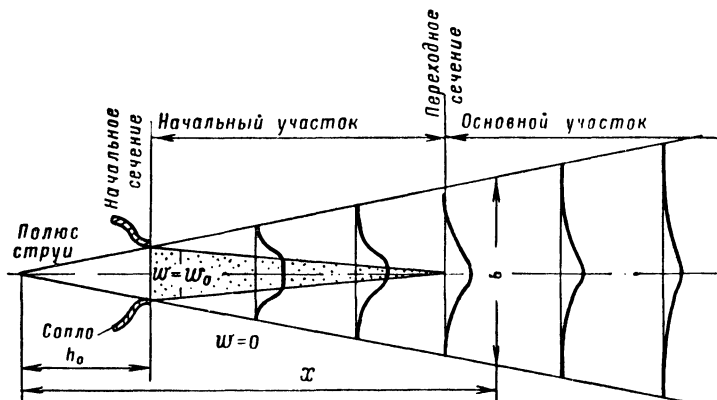


Рис. 8.13. Схема свободной турбулентной струи

На основе опытов установлен линейный закон возрастания диаметра такой струи вдоль потока

$$b = kx, \quad (8.1)$$

где b — диаметр струи;

x — расстояние от полюса струи (точки пересечения векторов скорости струи) до данного сечения;

k — постоянный коэффициент.

Давление в свободной струе согласно многочисленным опытам практически не изменяется и равно давлению окружающей среды. В связи с этим полное количество движения секундной массы струи во всех ее сечениях должно оставаться постоянным.

На основном участке максимальная скорость струи по ее оси в любом сечении падает обратно пропорционально расстоянию этого сечения от полюса струи:

$$w_{\max} = \frac{\text{const}}{x}. \quad (8.2)$$

С учетом зависимости диаметра струи от диаметра сопла d и расстояния от среза сопла до данного сечения струи h максимальная скорость по оси струи определяется по данным [22] из такого уравнения:

$$\frac{w_{\max}}{w_0} = \frac{2,6}{1 + 0,352 \frac{h}{d}}, \quad (8.3)$$

где w_0 — скорость истечения струи на срезе сопла;

$w_{\max}$ — скорость течения газа в центре данного сечения струи.

Расстояние от среза сопла до переходного сечения, т. е. длина начального участка, составляет, по данным многих авторов, $4,6 d$.

Объемный расход газа через данное сечение струи равен

$$\frac{Q}{Q_0} = 0,78 \left(1 + 0,352 \frac{h}{d} \right), \quad (8.4)$$

где Q — объемный расход газа в данном сечении основного участка струи;

Q_0 — объемный расход газа в сечении на срезе сопла.

Определив максимальную скорость в каждом сечении струи и объемный расход и имея в виду, что струя в основном участке имеет подобные профили скоростей (распределение скоростей по радиусу), имеем все данные для расчета интересующих параметров струи в любом ее сечении.

Пристеночная струя как бы вытекает из боковой цилиндрической поверхности с высотой δ_1 и радиусом y_1 (рис. 8.12). В процессе движения она также непрерывно пополняется засасываемым окружающим воздухом. Величины начального радиуса струи y_1 и ее высоты δ_1 согласно [22] определяются по таким формулам:

$$\frac{\delta_1}{d} = 0,492 \cdot \frac{y_1}{d}; \quad y_1 \approx \frac{1}{2} (d + 0,352 h). \quad (8.5)$$

Струя при удалении от места истечения подтормаживается вследствие непрерывного поступления в нее массы воздуха из окружающей среды. Ее скорость падает. Но профили скоростей в каждом сечении остаются по-

добными друг другу. Таким образом, зная изменение максимального значения скорости, можно вычислить значения скоростей на любом расстоянии от стенки для данного сечения струи. Экспериментами установлено относительное изменение скорости в зависимости от относительного расстояния от твердой стенки и найдено, что максимальное значение скорости в пристеночной струе находится на расстоянии от твердой стенки, равном примерно 0,13—0,14 толщины струи в данном сечении.

Максимальное значение скорости в начальном сечении пристеночной струи определяется, как доля скорости в конечном сечении свободной турбулентной струи:

$$\frac{w_{\max_{\text{пр}}}}{w_0} = 0,778 \cdot \frac{w_{\max_{\text{св}}}}{w_0}. \quad (8.6)$$

Максимальная скорость пристеночной струи вдоль потока определяется по формуле

$$\frac{w_{\max_{\text{пр}}}}{w_0} = \frac{1,46}{\frac{y}{d}}, \quad (8.7)$$

а объемный расход

$$\frac{Q}{Q_0} = 0,865 \cdot \frac{y}{d}. \quad (8.8)$$

Приведенный характер течения струи позволяет оценить расстояние от оси сопла вдоль поверхности площадки, на которой будет максимальный скоростной напор. Очевидно, что это будет там, где закончился поворот свободной турбулентной струи и она превратилась в радиальную осесимметричную пристеночную струю. Действительно, если проследить изменение максимальной скорости в струе, направляясь с какого-либо расстояния к оси сопла против потока, мы будем наблюдать непрерывное увеличение скорости вдоль поверхности площадки вплоть до места завершения поворота струи

(боковая поверхность цилиндра $a-a-b-b$). Двигаясь далее вдоль поверхности, будем наблюдать уменьшение горизонтальной составляющей скорости, так как линия тока искривилась и поднимается вверх. Это значит, что наибольшие значения скорости вдоль поверхности площадки, а значит, и скоростной напор находятся в месте завершения поворота потока при его ударе о плоскую преграду. Величина расстояния этого сечения от оси сопла составляет согласно уравнению (8.5) 0,85—1,2 диаметра сопла при высоте среза сопла над поверхностью площадки в диапазоне 2—4 диаметров сопла. Это вполне согласуется с экспериментами. Такой же результат можно получить, рассматривая процесс поворота газовой струи при ее ударе о площадку и равновесие действующих сил при этом.

Таким образом, с помощью приведенных выше формул в каждом конкретном случае можно расчетным путем определить контуры струи при ударе ее о поверхность площадки и параметры струи при этом — скоростной напор и температуру вдоль струи.

Защита взлетно-посадочных площадок от разрушающего действия струи

Изучение характера течения газов при воздействии их на площадку указало на возможность местной защиты поверхности площадок от разрушительного действия струи. Проведенные специальные испытания подтвердили это.

Так как температура и давление газов, характеризующие разрушительную их силу, резко уменьшаются при удалении в стороны от оси реактивного сопла двигателя, можно было предположить, что небольшие по размеру пластины обеспечат защиту грунта от разрушающего действия струи в месте ее наибольшей интенсивности. Были проведены испытания по определению размеров и геометрической формы защитных пластин из различных материалов. Испытания проводились на дерновой поверхности с высотой дерна 15 см и с хорошо развитой корневой системой на средней супесчаной почве с известняковой подпочвой.

При положении сопла на высоте 915 мм от поверхности площадки металлический диск диаметром 915 мм,

прикрепленный к земле, защищал грунтовую поверхность в процессе одного взлета. При этом наблюдалось только небольшое опаление корней травы у внешнего края защитного диска. После 150 взлетов поверхность земли вокруг края диска эродировала на глубину 25 мм по кольцу шириной 300 мм от края диска [13].

Диаметр диска был уменьшен до 610 мм. Один взлет обеспечивался и с этим диском. Диск достаточно хорошо защищал поверхность площадки, хотя и наблюдалась небольшая эрозия по его краям. Корни дерна оставались неповрежденными и продолжали связывать почву. После 50 взлетов почва эродировала на глубину 50 мм по кольцу с шириной 500 мм вокруг диска. Такое разрушение почвы неприемлемо. Затем диск был поднят на высоту 75 мм над поверхностью почвы, и испытания были продолжены. В этом случае непосредственно вокруг диска эрозии почвы не было; она появилась на расстоянии 150—220 мм от него, т. е. там, где разрушительная сила газов значительно меньше. Такой же эффект дает буртик на краю диска. С высотой буртика 12,7 мм на диске диаметром 610 мм объем эродируемой почвы уменьшился в два раза по сравнению с тем объемом, какой был с этим же диском без буртика. За 50 циклов за защитной пластиной выдувалось 56,8 дм³ почвы при средней глубине эрозии 25 мм на площади шириной 610 мм. В течение первых десяти циклов выдувалось 20 дм³ грунта.

Испытанию подвергались алюминиевые диски различной толщины.

Диск толщиной 3,2 мм после воздействия на него струи при взлете не имел никаких изменений (рис. 8.14, а). После 50 циклов он значительно деформировался. Вес диска вместе с креплением к земле составлял 2,8 кг. Диск толщиной 1,63 мм, весивший 1,55 кг, обеспечивал удовлетворительную защиту при одном взлете; после 20 взлетов он сильно деформировался. К земле диск крепился с помощью нескольких 230-мм шпилек. В дальнейшем было установлено, что для удержания диска достаточно одной шпильки в центре диска.

Алюминиевые диски эффективны при защите асфальта и черного покрытия. Алюминиевый диск толщиной 0,5 мм, укрепленный на поверхности асфальта, выдерживал 50 взлетов с обеспечением удовлетворительной

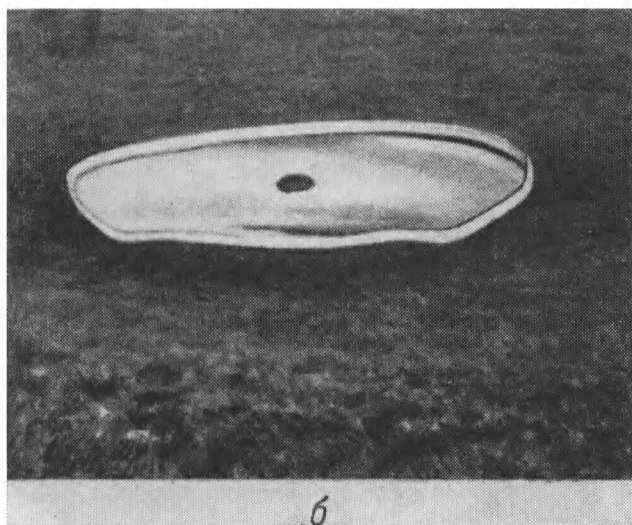
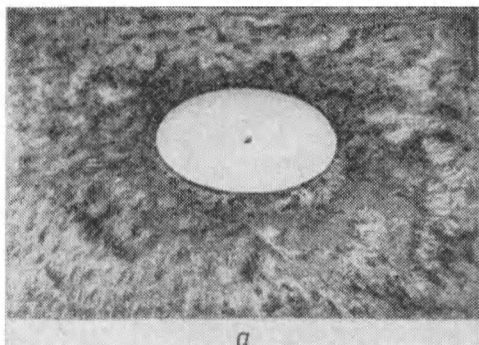


Рис. 8.14. Диск из алюминия для защиты площадки от воздействия струи:

а — после одного цикла воздействия; *б* — после 50 циклов воздействия струи

защиты. К асфальту он крепился стальными гвоздями длиной 50 мм. Они легко пробивали диск и поверхность покрытия.

Весьма перспективным материалом для защиты поверхности площадки от воздействия газовой струи являются синтетические материалы. Их можно легко транспортировать по воздуху и затем укладывать на земле с целью образования площадки для взлета и посадки.

Проведенные за рубежом испытания синтетических материалов (в основном из стекловолокна и асбеста) при воздействии на них струи двигателей СВВП дали следующие результаты. Стеклоткань с покрытием из силиконовой резины и асбест со специальным резиновым покрытием не разрушались при воздействии на них струи ТРДД с температурой 540°C в течение 120 сек. Сопло, из которого вытекали газы, находилось над поверхностью покрытия на высоте одного диаметра сопла. Асбест, армированный проволокой и покрытый тефлоном, растрескивался по краям.

При воздействии реактивной струи ТРД с температурой 815°C и давлением около 3 кг/см^2 на указанные материалы они сильно разрушались. Воздействие такой струи выдерживала стеклоткань, пропитанная фенольной смолой и имеющая обортовку из фенольного асбеста (в течение 120 сек). Было замечено только изменение цвета материала. Данный материал не разрушался также при температуре реактивной струи 1650°C (испытание проводилось в течение 30 сек). Как и в предыдущем случае, наблюдалось лишь изменение его цвета. Температуру 1650°C выдерживал также картон с фенольной стеклотканью (рефрозил).

Препятствием для внедрения стеклоткани, пропитанной фенольной смолой, и рефрозила в качестве защитных покрытий может явиться, по-видимому, то, что они стоят дорого. Первый материал в семь раз, а второй в 16 раз дороже, чем стеклоткань с покрытием из силиконовой резины.

Попадание отраженных струй от поверхности ВПП на вход в двигатель

Газы, вытекающие из двигателя СВВП, ударяются о поверхность площадки и растекаются над нею в раз-

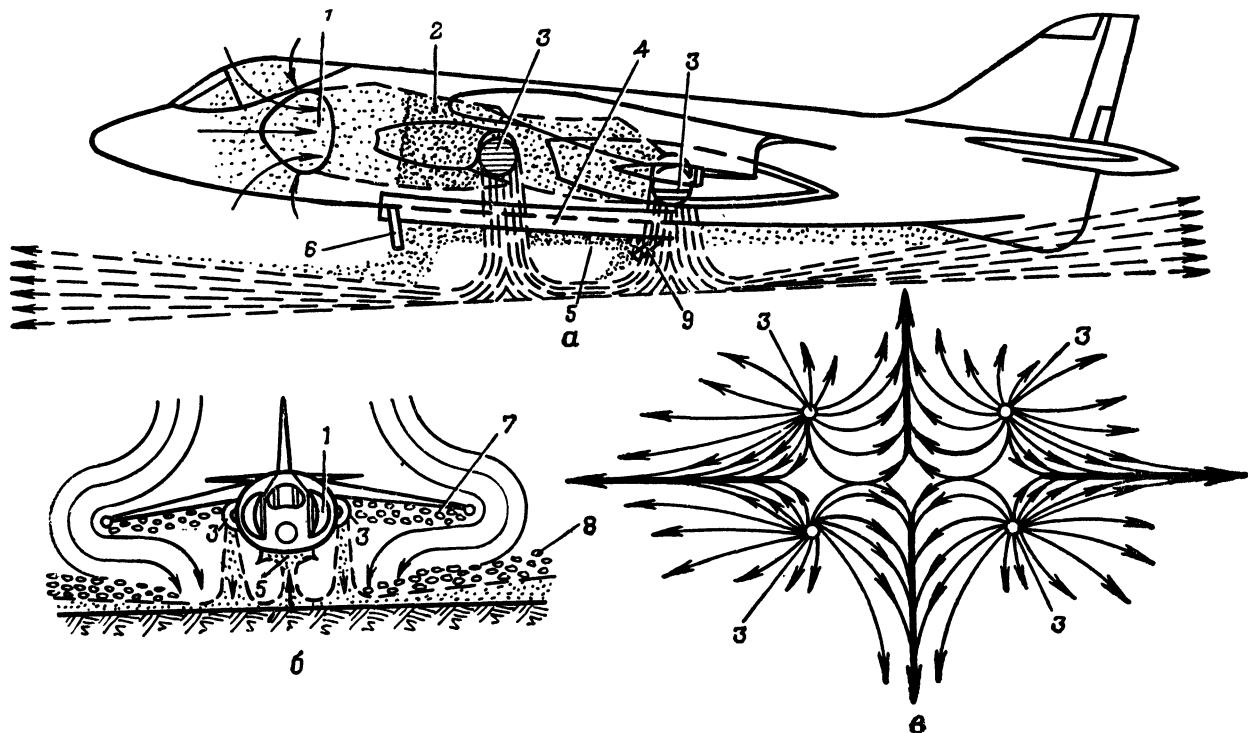


Рис. 8.15. Характер течения выхлопных струй и их взаимодействие между собой, землей и самолетом:
а — течение выхлопных струй в продольном направлении; *б* — течение выхлопных струй и приток окружающего воздуха (вид спереди); *в* — взаимодействие выхлопных струй над поверхностью площадки; 1 — воздухозаборник; 2 — двигатель; 3 — поворотные сопла; 4 — продольные ребра; 5 — газ, поднимающийся от поверхности площадки к фюзеляжу; 6 — передний щиток; 7, 8 — зоны разряжения; 9 — задний щиток

ные стороны. При наличии нескольких выхлопных сопел у одного двигателя (рис. 8.15) струи газов после удара о площадку взаимодействуют друг с другом и направляются снизу вверх (рис. 8.15, б). Они ударяются о фюзеляж и текут вперед в направлении к воздухозаборникам двигателя и назад в направлении задней части самолета (рис. 8.15, а). Кроме этих потоков, у поверхности площадки образуются два потока, которые движутся в направлении вдоль фюзеляжа и перпендикулярно к нему (рис. 8.15, в).

Поток горячих газов, движущихся вдоль поверхности фюзеляжа, может попасть на вход в воздухозаборники и вызвать неравномерный нагрев воздуха на входе в двигатель, и в результате — неустойчивую его работу.

Были проведены испытания по оценке повышения температуры воздуха на входе в двигатель в процессе имитации взлета, на режимах малого газа и максимальных установившихся оборотах. Определялась средняя температура на входе в двигатель. Во время имитации взлета и на максимальных установившихся оборотах температура на входе в двигатель увеличивалась в среднем на $2\text{—}3^{\circ}\text{C}$. Максимальное увеличение температуры воздуха на входе в двигатель составляло 8°C , когда высота от сопла до поверхности площадки была равна одному диаметру сопла.

При длительной работе на режиме малого газа увеличение температуры воздуха на входе в двигатель было несколько большим, чем в случае имитации процесса взлета. Температура в среднем увеличивалась на $3\text{—}4^{\circ}\text{C}$.

Столь небольшое увеличение температуры воздуха, входящего в двигатель, вызвано характером растекания газовой струи и интенсивным смешиванием потока газов с окружающим воздухом. При наличии ветра картина может измениться. Ветер со скоростью $7,4\text{ км/час}$ вызывает закручивание потока газов с наветренной стороны, и уже на расстоянии 15 м от оси сопла поток поворачивается обратно на вход в двигатель, приводя к заметному повышению температуры воздуха на входе в двигатель.

Данные результаты получены при испытании одиночного подъемного двигателя. Фактически на самолете устанавливается не один, а несколько подъемных дви-

гателей, либо один двигатель с несколькими поворотными выхлопными соплами, либо несколько подъемно-маршевых поворотных двигателей. Во всех случаях происходит взаимодействие выхлопных струй друг с другом и образуются суммарные течения, которые могут вызвать более значительный подогрев воздуха на входе (до 30° и выше), чем при работе одного двигателя, что повлечет за собой существенное ухудшение работы двигателей.

Для предотвращения попадания горячих газов в воздухозаборники двигателя под фюзеляжем СВВП устанавливаются продольные ребра (рис. 8.15, б). Они отражают поднимающиеся после удара о площадку газы, не допуская обтекания ими фюзеляжа снизу вверх. Для предотвращения обтекания отраженной от земли и поднявшейся вверх струи вдоль фюзеляжа и попадания ее на вход в двигатель применяются убирающиеся щитки: передний 6 и задний 9 (рис. 8.15, а). Поток газозвдушной струи отклоняется щитками и не попадает на вход в двигателя.

Подсасывающее действие выхлопных струй на СВВП

Из приведенного выше характера течения струи при ударе ее о площадку следует, что струя подсасывает воздух из окружающей среды. Таким образом, наряду с течением струи появляется течение атмосферного воздуха в сторону струи (рис. 8.15, б). Выразив прирост массы воздуха в струе через параметры течения окружающей среды, можно определить горизонтальную и вертикальную составляющие скорости движения окружающего воздуха за счет подсасывающего действия струи. По данным [22], горизонтальная составляющая скорости движения воздуха в направлении струи равна

$$V_y = w_0 \cdot \frac{0,0343}{\frac{y}{d}}, \quad (8.9)$$

а вертикальная составляющая

$$V_x = w_0 \cdot \frac{0,108}{\frac{y}{d}}. \quad (8.10)$$

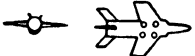
Суммарная скорость движения окружающего воздуха равна

$$V = \sqrt{V_y^2 + V_x^2} = w_0 \cdot \frac{0,113}{\frac{y}{d}}. \quad (8.11)$$

При истечении газоздушных струй из двигателей самолетов вертикального взлета и посадки вблизи поверхности площадки подсасываемый струями окружающий воздух обтекает поверхности самолета сверху вниз, как это показано на рис. 8.15, б. При обтекании поверхностей самолета вблизи периферии крыла образуются отрывные зоны с образованием вихревого движения воздуха в них. Это сопровождается возникновением разрежения на нижних поверхностях СВВП. Появляется отрицательная величина подъемной силы, которая может значительно снизить фактическую тяговооруженность по вертикальной тяге. Данное явление, известное под названием «подсасывающего эффекта земли», наблюдается при истечении газовых струй у всех типов двигателей, но особенно сильно проявляется у ТРД, струя которого обладает высокой энергией. Например, у ТРД подсасывающее действие струи примерно в 5—6 раз больше, чем струи ТВА, при одном и том же расстоянии среза сопла над поверхностью площадки. С увеличением высоты среза сопла над поверхностью площадки подсасывающее действие струи заметно падает.

Большое влияние на величину потерь подъемной силы СВВП, вызванное подсасывающим действием струи, оказывает компоновка двигателей на самолете — относительное местоположение выхлопных сопел. Весьма простым средством снижения потерь подъемной силы СВВП является установка продольных ребер внизу фюзеляжа, отклоняющих поток отраженных струй и создающих зону повышенного давления снизу фюзеляжа. Для характеристики величины потерь подъемной силы в табл. 8.2 в качестве примера приводятся данные для СВВП с четырьмя соплами, расположенными в фюзеляже симметрично по отношению к центру тяжести [23].

**Влияние близости самолета к поверхности земли
на величину вертикальной тяги**

	Отношение высоты от площадки до фюзеляжа к диаметру сопла двигателя						
	1	2	3	4	6	8	10
Отношение прироста или падения подъемной си- лы ΔY к вертикальной тяге P_v при отсутст- вии продольных ребер на фюзеляже	-0,02	-0,09	-0,06	-0,058	-0,048	-0,042	-0,04
$\frac{\Delta Y}{P_v}$ для того же СВВП, но имеющего короткие ребра вдоль фюзеляжа	+0,01	-0,07	-0,042	-0,038	-0,032	-0,024	-0,021
$\frac{\Delta Y}{P_v}$ с длинными ребра- ми вдоль фюзеляжа . .	+0,08	-0,06	-0,041	-0,038	-0,03	-0,02	-0,018

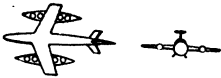
Из таблицы видно, что наибольшие потери подъемной силы для приведенной схемы СВВП наблюдаются при высоте над поверхностью площадки, равной двум диаметрам сопла двигателя, и составляют 6—9% вертикальной тяги силовой установки.

В табл. 8.3 для сравнения даны величины изменения подъемной силы другой схемы СВВП. У нее подъемные двигатели расположены двумя группами в гондолах, установленных на средней части крыла [23].

Сопоставление данных, приведенных в табл. 8.2 и 8.3, показывает, что потери подъемной силы, обусловленные подсасывающим действием выхлопных струй вблизи поверхности земли, у СВВП второй схемы существенно ниже, чем у первой. Кроме того, у второй схемы СВВП применение продольных ребер более эффективно, чем у первой. Вплоть до высоты над поверхностью земли, равной трем диаметрам сопла, имеем положительный эффект взаимодействия струй, поверхностей самолета и земли. Последнее вызвано тем, что после удара о поверхность площадки струи двух групп двигателей встречаются друг с другом под фюзеляжем и подни-

Таблица 8.3

**Влияние близости самолета к поверхности земли
на величину вертикальной тяги**

	Отношение высоты от площадки до фюзеляжа к диаметру сопла двигателя					
	0,5	1	2	3	4	6
$\frac{\Delta Y}{P_v}$ для СВВП без продольных ребер на фюзеляже	+0,08	—0,02	—0,01	—0,01	—0,025	—0,018
$\frac{\Delta Y}{P_v}$ для СВВП с продольными ребрами на фюзеляже	+0,09	+0,06	+0,075	+0,038	—0,023	—0,017

маются снизу вверх, создавая положительное давление на нижнюю поверхность фюзеляжа.

У СВВП с поворотным крылом вместе с турбовинтовыми двигателями (или винтами) при уменьшении расстояния от плоскости вращения винтов до поверхности площадки (крыло повернуто на 90°) тяга возрастает. Увеличение ее начинает проявляться при отношении расстояния от плоскости вращения винтов до поверхности площадки к диаметру винта, равному двум. С уменьшением этого отношения до единицы тяга силовой установки увеличивается на 10%.

Наихудшими свойствами по потерям подъемной силы из-за подсасывающего действия выхлопных струй вблизи поверхности земли обладает СВВП с расположением выхлопных сопел в фюзеляже по его продольной оси. В этом случае практически отсутствует подпор снизу фюзеляжа, а имеются только зоны пониженного давления на нижних поверхностях самолета.

Из приведенного вытекает общий принцип компоновки двигателей на СВВП с целью предотвращения больших потерь подъемной силы из-за подсасывающего действия выхлопных струй. Он состоит в расположении двигателей таким образом, чтобы они создавали области повышенного давления на нижние поверхности самолета в результате взаимодействия струй друг с другом и подъема их снизу от поверхности площадки вверх к поверхностям самолета (фюзеляжу).

Струя силовой установки оказывает также большое влияние на устойчивость и управляемость СВВП.

В начале подъема СВВП (когда самолет находится на расстоянии от земли $H < 3-4,5$ м) он оказывается в зоне сильной турбулентности и интенсивных случайных возмущений. В месте встречи двух или нескольких струй возникают значительные колебания потока. Вследствие этого потребное отклонение органов управления СВВП увеличивается, управление самолетом сильно усложняется.

Большое влияние струи газов оказывают также на характеристики самолета с коротким разбегом и пробегом. Часть газов, вытекающих из двигателей, после удара о площадку движется вперед. При разбеге или пробеге самолет входит в них, обтекание крыла нарушается. При этом уменьшается подъемная сила. Для получения нормальной величины подъемной силы нужно увеличивать скорости движения самолета, а следовательно, увеличивать взлетную и посадочную дистанции.

Одним из возможных методов снижения влияния выхлопных струй вблизи земли на СВВП является отклонение газового потока в процессе взлета, с тем чтобы струя ударялась о площадку не вертикально, а под углом. При достижении небольшой скорости поступательного движения СВВП направление струи изменяется до вертикального, и самолет отрывается, осуществляя взлет после короткого «качения».

ГЛАВА 9

ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ДАННЫХ СВВП И ОСОБЕННОСТИ ИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Летные характеристики СВВП в значительной мере зависят от типа силовой установки, которая установлена на нем. Это и понятно, поскольку типом двигателя определяется вес СВВП, а также необходимое количество топлива для вертикального взлета, посадки, висения, полета на крейсерских скоростях и маневрирования.

Метод сравнительной оценки СВВП с разными силовыми установками

Для выявления целесообразности применения той или иной силовой установки на данном СВВП необходимо произвести сравнение многих типов силовых установок в широком диапазоне изменения параметров их рабочего процесса. Ниже приводится приближенный метод сравнения СВВП с разными типами силовых установок по времени расходования располагаемого запаса топлива на различных режимах полета: взлете, посадке и крейсерском режиме. Так как доля суммы веса силовой установки и топлива от веса самолета примерно одинакова для СВВП данного назначения, то время расходования топлива зависит от весового совершенства силовой установки, от ее экономичности на взлете, посадке и крейсерском режиме полета.

Сумма веса единой силовой установки и топлива будет равна:

$$(G_{c.y} + G_T)_e = \gamma_e P_e + (C_{уд_{кр}} P_{кр})_e t_e + C_{уд_e} P_e (t_{в.п} + t_{вис})_e, \quad (9.1)$$

где $G_{с.у}$ — вес силовой установки;
 G_T — вес топлива;
 γ — удельный вес двигателей;
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива;
 P — тяга;
 $t_{в.п}$ — время взлета и посадки;
 $t_{вис}$ — время висения.

Сумма веса составной силовой установки и топлива равна:

$$(G_{с.у} + G_T)_с = \gamma_m P_m + \gamma_n (P_n - P_{г.в}) + (C_{уд_{кр}} P_{кр})_с t_c + \\ + \left[C_{уд_{г}} P_g + C_{уд_{в}} P_v \left(1 - \frac{P_{г.в}}{P_v} \right) \right] (t_{в.п} + t_{вис})_с. \quad (9.2)$$

Перенеся в уравнениях (9.1) и (9.2) все члены, кроме $C_{уд_{кр}}$, $P_{кр}$, t , в левую часть и разделив выражение (9.2) на (9.1), найдем

$$\frac{t_c}{t_e} = \frac{C_{уд_{кр}}}{C_{уд_{кр}}}_e \times \\ \frac{\xi_{(с.у+т)}_с - \gamma_m \gamma_g - \gamma_n \gamma_v \left(1 - \frac{\gamma_{г.в}}{\gamma_v} \right) - \\ - \left[C_{уд_{г}} \gamma_g + C_{уд_{в}} \gamma_v \left(1 - \frac{\gamma_{г.в}}{\gamma_v} \right) \right] (t_{в.п} + t_{вис})_с}{\xi_{(с.у+т)}_е - \gamma_e \gamma_v - C_{уд_e} \gamma_v (t_{в.п} + t_{вис})_е}, \quad (9.3)$$

где ξ — доля веса силовой установки и топлива в весе самолета;

γ_g — тяговооруженность по тяге маршевых двигателей;

γ_v — тяговооруженность по тяге подъемных двигателей;

$\gamma_{г.в}$ — тяговооруженность по тяге подъемно-маршевых двигателей.

Формула (9.3) позволяет произвести сравнение составной и единой силовых установок по времени расходования топлива. Она получена в предположении, что тяги на крейсерских режимах у СВВП с обоими типами силовых установок одинаковы.

Такой же расчет можно выполнить для единой силовой установки и установки с усилением тяги. В этом случае получим:

$$\frac{t_{y.т}}{t_e} = \frac{C_{удкр_е}}{C_{удкр_{y.т}}} \times \frac{\xi_{(c.y+\tau)_{y.т}} - \gamma_m \gamma_{\Gamma} - \gamma_{TBA} \gamma_B - C_{уд_{\Gamma}} \gamma_{\Gamma} (t_{B.п} + t_{вио})_{y.т}}{\xi_{(c.y+\tau)_e} - \gamma_{\Theta} \gamma_B - C_{уд_e} \gamma_B (t_{B.п} + t_{вио})_e}. \quad (9.4)$$

Индексом «у.т» обозначены данные силовой установки с усилением тяги.

Сравнение двух типов составных силовых установок с разными двигателями или разными параметрами их рабочего процесса производится по формуле

$$\frac{t_{c_2}}{t_{c_1}} = \frac{C_{удкр_{c_1}}}{C_{удкр_{c_2}}} \times \frac{\xi_{(c.y+\tau)_{c_2}} - \gamma_{m_2} \gamma_{\Gamma_2} - \gamma_{п_2} \gamma_{B_2} \left(1 - \frac{\gamma_{\Gamma_{B_2}}}{\gamma_{B_2}}\right) - \dots \rightarrow}{\xi_{(c.y+\tau)_{c_1}} - \gamma_{m_1} \gamma_{\Gamma_1} - \gamma_{п_1} \gamma_{B_1} \left(1 - \frac{\gamma_{\Gamma_{B_1}}}{\gamma_{B_1}}\right) - \dots \rightarrow} \quad (9.5)$$

$$\left[C_{уд_{\Gamma_2}} \gamma_{\Gamma_2} + C_{уд_{B_2}} \gamma_{B_2} \left(1 - \frac{\gamma_{\Gamma_{B_2}}}{\gamma_{B_2}}\right) \right] (t_{B.п} + t_{вио})_{c_2}$$

$$\leftarrow \dots \frac{- \left[C_{уд_{\Gamma_1}} \gamma_{\Gamma_1} + C_{уд_{B_1}} \gamma_{B_1} \left(1 - \frac{\gamma_{\Gamma_{B_1}}}{\gamma_{B_1}}\right) \right] (t_{B.п} + t_{вио})_{c_1}}{}$$

Полученные формулы позволяют определить относительное время расходования топлива для различных значений удельных весов и удельных расходов топлива при одинаковой доле суммы веса силовой установки и топлива от веса самолета и по нему сравнить разные силовые установки и СВВП с ними. Конечно, это приближенный метод, не учитывающий изменения аэродинамических характеристик СВВП при установке разных типов силовых установок. Однако он прост и пригоден для оценок в первом приближении.

Особенности характеристик СВВП с разными типами силовых установок

Рассмотрим особенности характеристик СВВП применительно к самолету, который должен совершать продолжительный полет на малых высотах. Для вертикального взлета и посадки у него должна быть обеспечена тяга силовой установки примерно 110—130% от полного

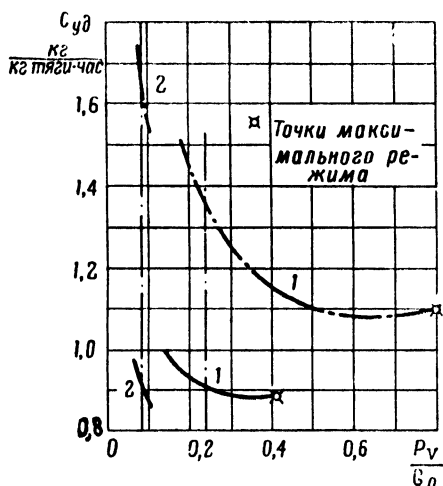


Рис. 9.1. Зависимость удельного расхода топлива силовых установок от степени их дросселирования: ———— — составная силовая установка и силовая установка с агрегатом усиления тяги; — · — · — единая силовая установка: кривая 1 — скорость 1100 км/час, кривая 2 — скорость 600 км/час

го взлетного веса. Для получения сверхзвуковых скоростей полета горизонтальная тяга должна быть от 30 до 65% на высоте, а у земли 20—30% взлетного веса. Для дозвукового полета у земли требуется тяга 15—17% взлетного веса, а на высоте — 22—25%; на режиме барражирования необходима тяга, равная всего 10% взлетного веса. Это значит, что при полете у земли необходимы глубокие дроссельные режимы работы силовой установки, составляющие 10—12% максимальной взлетной тяги. Но при таком глубоком дросселировании резко возрастает удельный расход топлива. У разных типов

силовых установок СВВП такие величины крейсерских тяг достигаются при различной степени увеличения удельного расхода топлива. На рис. 9.1 показаны зависимости удельного расхода топлива от степени дросселирования силовой установки (отношения тяги двигателя к взлетному весу самолета). Кривые 1 относятся к полету у земли на скорости 1100 км/час, а кривые 2 — к полету у земли на скорости 600 км/час. Верхние кривые, изображенные в виде тире с точкой, показывают изменение удельного расхода топлива единой силовой установки из турбореактивных двигателей, а нижние — составной или силовой установки с агрегатами усиления тяги (турбовентиляторными или эжекторными). Видим, что глубокое дросселирование двигателя, которое необходимо у единой силовой установки, связано со значительным возрастанием удельного расхода топлива. Действительно, для полета на крейсерской скорости 1100 км/час у земли требуется тяга, составляющая 25% взлетного веса самолета. Удельный расход топлива при дросселировании увеличивается в данном случае с 1,1 до 1,35 кг/кг тяги · час. При полете у земли на скорости 600 км/час (кривые 2), когда требуется тяга, равная 10% веса самолета, удельный расход топлива возрастает до 1,65 кг/кг тяги · час.

По сравнению с единой силовой установкой и составная и силовая установка с агрегатами усиления тяги имеют преимущества по экономичности при полете на малых высотах. Это видно из графиков на рис. 9.1, изображенных сплошными линиями. Удельный расход топлива этих силовых установок на крейсерской скорости полета 1100 и 600 км/час составляет примерно 0,9 кг/кг тяги · час, т. е. значительно ниже, чем у единой силовой установки. Такое свойство данных установок вызвано тем, что у них горизонтальная тяга примерно в два раза меньше вертикальной. Поэтому и степень их дросселирования в полете во столько же раз меньше. Кроме того, в связи с тем, что вертикальная тяга у них создается специальными агрегатами, представляется возможным подобрать двигатель, создающий горизонтальную тягу, с хорошей экономичностью. Это и следует из рис. 9.1. Здесь показано, что двигатель составной и силовой установок с агрегатами усиления тяги более экономичен на всех режимах.

В целях повышения экономичности единой силовой установки можно применить не турбореактивные, а двухконтурные двигатели. В этом случае можно получить меньшие значения удельного расхода топлива, но они все же будут выше, чем у составной силовой установки. При тяге, равной 10% взлетного веса, может быть получен удельный расход топлива 1,35—1,45 кг/кг тяги·час вместо 1,65—1,7 кг/кг тяги·час у турбореактивного двигателя. Еще более лучшие характеристики по тяге и удельному расходу топлива у двухконтурного ТРД с форсажем во втором контуре. У него степень дросселирования в полете на малых высотах уменьшается за счет использования двигателя меньшей тяги на бесфорсажном взлетном режиме, поскольку требуемая тяга на режиме вертикального взлета обеспечивается путем включения форсажной камеры.

Другим фактором, который оказывает значительное влияние на характеристики СВВП, является вес силовой установки. Дело в том, что доля веса силовой установки у СВВП значительно больше, чем у обычных самолетов с нормальным разбегом и пробегом. Если у обычного самолета типа истребителя-бомбардировщика при тяговооруженности 0,7—0,8 она составляет без топлива 14—15%, то у СВВП с потребной тяговооруженностью 1,20—1,25 она равна 20—28%. На рис. 9.2 приведены отношения веса силовой установки к взлетному весу самолета для разных типов силовых установок: единой, составной и силовой установки с турбовентиляторным агрегатом усиления тяги.

Наименьшую долю в весе СВВП занимает составная силовая установка из подъемно-маршевых двигателей и подъемных двигателей, наибольшую — единая силовая установка. Силовая установка с турбовентиляторным агрегатом занимает промежуточное положение.

Меньшая доля веса силовой установки с ТВА и особенно составной в общем весе СВВП вызвана тем, что при одинаковой тяговооруженности по вертикальной тяге рассмотренных СВВП с разными силовыми установками часть вертикальной тяги у СВВП с составной и силовой установкой с ТВА создается агрегатами (подъемными двигателями или ТВА) с меньшим удельным весом по сравнению с СВВП, имеющим единую силовую установку. Действительно, если удельный вес

единой силовой установки принять равным $0,2 \text{ кг/кг тяги}$, то удельный вес подъемного двигателя может быть принят $0,06 \text{ кг/кг тяги}$, а турбовентиляторного агрегата — $0,08 \text{ кг/кг тяги}$.

Понятно, что доля веса составной силовой установки в общем весе СВВП зависит от величины вертикальной тяги, создаваемой подъемными и подъемно-маршевыми

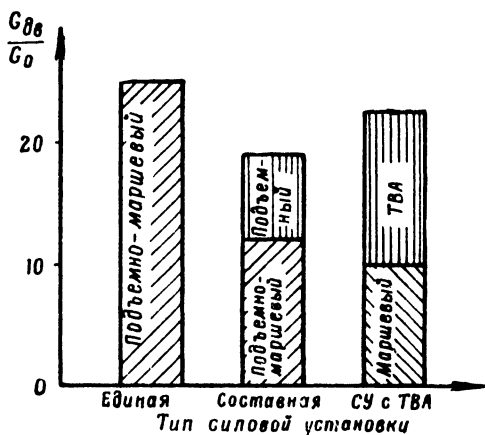


Рис. 9.2. Отношение веса двигателей силовых установок различных типов к взлетному весу СВВП

или маршевыми двигателями. На рис. 9.3 приведены зависимости весов двигателей и всей силовой установки, топлива, конструкции СВВП, боевой нагрузки, экипажа и оборудования от величины вертикальной тяги, создаваемой подъемными двигателями при неизменном весе самолета. Перечисленные веса и величины вертикальной тяги представлены в процентах от взлетного веса СВВП. Графики построены для удельных весов: подъемных двигателей $0,125 \text{ кг/кг тяги}$, маршевых и подъемно-маршевых двигателей — $0,155 \text{ кг/кг тяги}$. Вес топлива определен для 1 часа полета СВВП на скорости 1100 км/час у земли. Принималось, что удельный расход топлива единой силовой установки на этой скорости полета на 30% выше, чем у составной. Тяговооруженность СВВП по горизонтальной тяге принята равной $0,6$.

При нулевой тяге подъемных двигателей (крайняя левая ордината) вся необходимая вертикальная тяга создается подъемно-маршевым двигателем, т. е. имеем единую силовую установку. Выше нуля и до 40% тяги подъемных двигателей имеем серию СВВП с составной

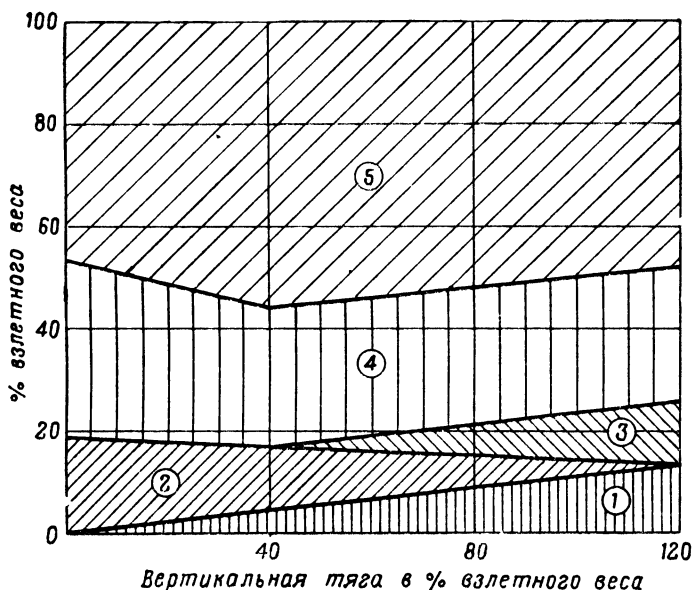


Рис. 9.3. Зависимость весов двигателей, топлива, конструкции, боевой нагрузки, экипажа и оборудования от величины вертикальной тяги: 1 — подъемные двигатели; 2 — подъемно-маршевые двигатели; 3 — маршевые двигатели; 4 — топливо; 5 — конструкция, оборудование, боевая нагрузка и экипаж

силовой установкой, у которой часть вертикальной тяги создается подъемно-маршевыми двигателями 2, а часть — подъемными 1. При 120% тяги подъемных двигателей от веса СВВП всю вертикальную тягу создают подъемные двигатели (крайняя правая ордината). Значит, требуемые 60% горизонтальной тяги создаются маршевыми двигателями, т. е. обычными двигателями без устройств поворота направления силы тяги. Между 40% и 120% вертикальной тяги от веса СВВП применяются смешанные силовые установки. Здесь вертикальная тяга создается и подъемными и подъемно-марше-

выми двигателями, а горизонтальная тяга подъемно-маршевыми и обычными маршевыми двигателями. Последнее вызвано тем, что горизонтальной тяги подъемно-маршевых двигателей в этой области недостаточно для получения потребной 60% тяги от веса СВВП. Например, если вертикальная тяга подъемных двигателей составляет 80% веса самолета, то тяга подъемно-маршевого двигателя — 40% веса СВВП. Таким образом, недостает 20% горизонтальной тяги (до потребных 60%). Эти 20% могут быть получены путем установки дополнительных маршевых двигателей или путем установки форсажной камеры после поворотного устройства для форсирования двигателя в горизонтальном полете.

Из рис. 9.3 следует, что наименьшее значение доли веса силовой установки соответствует СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями. При этом 40% вертикальной тяги создают подъемные двигатели, а 60% — подъемно-маршевые. Вес такой составной силовой установки равен 17% взлетного веса СВВП. Вес единой силовой установки равен 18,5% веса СВВП, а вес составной силовой установки из подъемных двигателей, создающих всю вертикальную тягу, и обычных маршевых двигателей равен 26% веса СВВП. Вес топлива на 1 час полета у земли на скорости 1100 км/час для СВВП с разными силовыми установками, как показано на рис. 9.1 и 5.7, должен быть различен из-за разных величин удельного расхода топлива. В связи с этим сумма весов силовой установки и топлива также различна: у СВВП с единой силовой установкой сумма этих весов составляет 53,5% веса самолета, а у СВВП с составной силовой установкой из подъемных и подъемно-маршевых двигателей она равна 44% и у СВВП с подъемными и маршевыми двигателями — 52%. Соответственно располагаемый вес конструкции, экипажа, боевой нагрузки и оборудования составит 46,5%; 56% и 48%. Интересно, что за счет применения двигателя с форсажем в качестве единой силовой установки удастся получить примерно одинаковые данные СВВП по сравнению с СВВП, имеющим составную силовую установку из подъемных двигателей, создающих всю вертикальную тягу, и маршевых двигателей, создающих только горизонтальную тягу.

Данные результаты получены при сравнительно вы-

соком удельном весе подъемных двигателей — $0,125 \text{ кг/кг тяги}$ и малом удельном весе маршевых и подъемно-маршевых двигателей. С изменением удельных весов двигателей результаты могут значительно измениться. Это следует из рис. 9.4. Графики, приведенные на рис. 9.4, а, построены для постоянных значений удельного веса маршевых и подъемно-маршевых двигателей, равных $0,155 \text{ кг/кг тяги}$, а графики на рис. 9.4, б — для постоянного значения удельного веса подъемных двигателей, равного $0,125 \text{ кг/кг тяги}$.

На графиках рис. 9.4, а приведены веса силовой установки и топлива на 1 час полета СВВП у земли при изменении удельного веса подъемных двигателей с $0,125$ до $0,06 \text{ кг/кг тяги}$. Уменьшение удельного веса подъемных двигателей не сказывается на величине веса единой силовой установки и расходуемого ею топлива на 1 час полета. Веса всех возможных составных силовых установок с уменьшением веса подъемных двигателей уменьшаются, но в разной степени. Наибольшее уменьшение веса наблюдается у составной силовой установки из подъемных двигателей, создающих всю вертикальную тягу, и маршевых двигателей. У нее уменьшение удельного веса подъемных двигателей с $0,125$ до $0,06 \text{ кг/кг тяги}$ сопровождается уменьшением веса силовой установки с 26% до 18% взлетного веса СВВП. У составной силовой установки из подъемных и подъемно-маршевых двигателей, в которой подъемные двигатели создают 40% тяги веса СВВП, такое же уменьшение удельного веса подъемных двигателей вызывает меньшее снижение веса силовой установки — с 17% до 14% взлетного веса СВВП соответственно.

Такой характер изменения веса силовой установки с изменением удельного веса подъемных двигателей вызван тем, что в одних случаях подъемные двигатели создают всю вертикальную тягу, а в других — только часть ее. Если подъемные двигатели создают всю вертикальную тягу, то доля их веса в весе всей силовой установки большая. Например, для удельного веса подъемных двигателей $0,125 \text{ кг/кг тяги}$ вес подъемных двигателей составляет 60% веса силовой установки, а вес маршевых — 40% . Снижение веса подъемных двигателей в два раза вызывает значительное уменьшение веса силовой установки — почти на 30% . Если же подь-

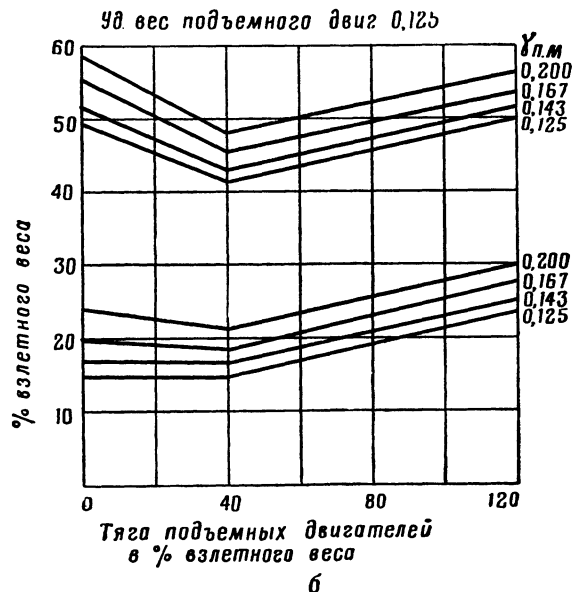
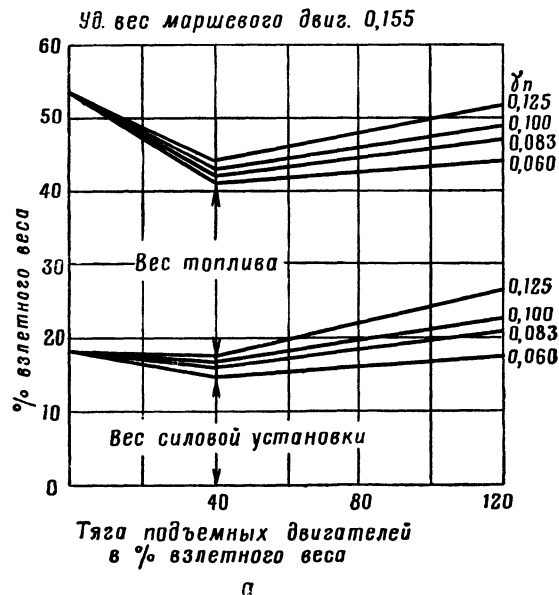


Рис. 9.4. Веса силовой установки и топлива на 1 час полета у земли на скорости 1100 км/час для разных значений вертикальной тяги подъемных двигателей:

а — для разных удельных весов подъемных двигателей; б — для разных удельных весов маршевых и подъемно-маршевых двигателей

емные двигатели создают только часть вертикальной тяги, например 40% веса СВВП, а остальную часть (60%) — подъемно-маршевые двигатели, то вес подъемных двигателей составляет 35% веса силовой установки. В этом случае снижение удельного веса подъемных двигателей в два раза вызывает уменьшение веса силовой установки только на 17%.

В соответствии с изменением веса различных силовых установок изменяется и сумма весов силовой установки и топлива на 1 час полета у земли на скорости 1100 км/час. Характерно, что при малых значениях удельного веса подъемных двигателей сумма веса силовой установки и топлива для СВВП с составной силовой установкой из подъемных и подъемно-маршевых двигателей очень близка к сумме этих весов для СВВП с силовой установкой из подъемных и маршевых двигателей и составляет 41% и 44% соответственно. Это значит, что при малом удельном весе подъемных двигателей с точки зрения доли веса силовой установки и топлива в весе всего СВВП не имеет существенного значения, применяется ли составная силовая установка из подъемных и подъемно-маршевых или подъемных и маршевых двигателей.

Для оценки целесообразности применения в составной силовой установке подъемно-маршевых или просто маршевых двигателей рассмотрим зависимость относительного времени расходования топлива $\bar{t}$ от удельного веса подъемных двигателей для разных значений доли веса силовой установки и топлива в весе всего СВВП (рис. 9.5). Здесь под относительным временем расходования топлива принято отношение времени расходования топлива составной силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей к времени расходования топлива такой же установкой из подъемно-маршевых и подъемных двигателей.

Если относительное время расходования топлива больше единицы, по величине суммы веса силовой установки и расходуемого топлива становится выгодным применение в составной силовой установке маршевых двигателей, если же оно меньше единицы — то подъемно-маршевых двигателей.

Целесообразность применения маршевых или подъемно-маршевых двигателей в составной силовой уста-

новке, судя по приведенным графикам, зависит от удельного веса подъемных двигателей и от доли веса силовой установки и топлива в весе всего СВВП.

При достижении удельных весов подъемных двигателей 0,06—0,04 кг/кг тяги и ниже относительное время расходования топлива выше единицы, а значит, более

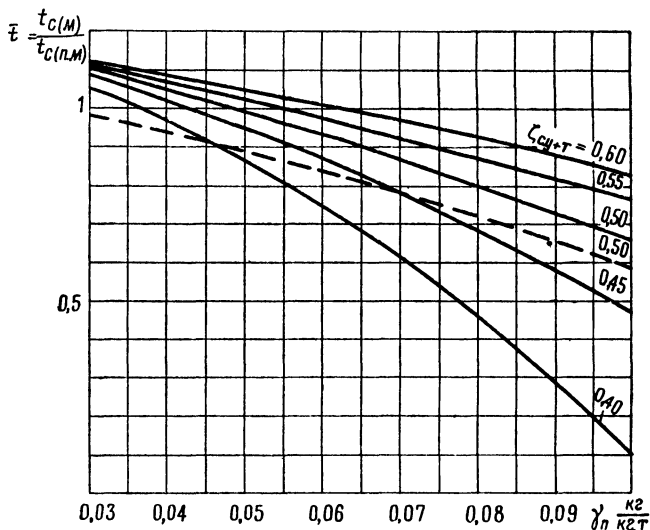


Рис. 9.5. Зависимость относительного времени расходования топлива от удельного веса подъемных двигателей для разной доли веса силовой установки и топлива в весе СВВП

выгодным является применение маршевых двигателей в составной силовой установке. Причем, чем ниже значение доли веса силовой установки и топлива в весе СВВП, тем с более низких значений удельного веса подъемных двигателей становится целесообразным их применение. Так, при $\xi_{с.у+т} = 0,6$ становится выгодным применение маршевых двигателей при достижении удельного веса подъемных двигателей 0,06 кг/кг тяги, а при $\xi_{с.у+т} = 0,4$ — при 0,037 кг/кг тяги.

Выгодность применения маршевых двигателей по сравнению с подъемно-маршевыми в составной силовой установке вызвана следующим. Для отклонения выхлопной струи у подъемно-маршевых двигателей приме-

няются поворотные сопла. Их установка вызывает увеличение веса и удельного расхода топлива в процессе всего полета. Последнее связано с появлением потерь давления в поворотных соплах (рис. 3.1, схемы *в* и *г*).

Оба эти фактора, вместе взятые, приводят к тому, что при удельном весе подъемных двигателей 0,06 кг/кг тяги и ниже вес поворотных сопел и прирост расхода топлива на всех участках полета за счет потерь в соплах становится равным или выше веса подъемных двигателей и расходуемого им топлива на взлет и посадку при создании равных величин вертикальных тяг.

В качестве примера оценки выгодности применения маршевых двигателей по сравнению с подъемно-маршевыми двигателями в табл. 9.1 приведены веса элементов

Таблица 9.1

**Сравнение выгодности применения маршевых
или подъемно-маршевых двигателей
в составной силовой установке**

Наименование	Вес, кг	
	поворотного устройства подъемно-маршевого двигателя	подъемных двигателей в силовой установке с маршевыми двигателями
Поворотные выхлопные сопла, узлы крепления	239	—
Увеличение расхода топлива в процессе всего полета	148	—
Расход топлива на взлет и посадку	83	144
Вес подъемных двигателей	—	305
Вес сопел для ограниченного поворота выхлопной струи подъемных двигателей	—	60
Суммарные веса агрегатов и топлива	470	502
Условный удельный вес, кг/кг тяги	0,0930	0,1005

двигателей и условные удельные веса поворотного устройства подъемно-маршевого двигателя и подъемных двигателей для СВВП с весом 15 200 кг и вертикальной тягой 16 350 кг [20]. Вертикальная тяга, которую можно создать с помощью подъемно-маршевых двигателей,

равна 5050 кг. Под условным удельным весом понимается отношение суммы весов узлов поворотного устройства или подъемного двигателя и расходуемого топлива к величине вертикальной тяги.

Из таблицы следует, что отличие по условному удельному весу маршевого и подъемно-маршевого двигателей в составной силовой установке невелико — около 7%. Поэтому применение того или другого типа двигателей в указанных условиях будет определяться удобствами компоновки силовой установки на самолете и другими соображениями. В частности, установка на СВВП маршевых двигателей вместо подъемно-маршевых всегда дает большую свободу в компоновке, так как не требуется их размещать в центре тяжести самолета.

Весьма целесообразно применение на СВВП составной силовой установки с подъемно-маршевыми двигателями, имеющими поворот выхлопных струй до форсажных камер и подъемных двигателей (см. пунктирную линию на рис. 9.5). Характерной особенностью таких подъемно-маршевых двигателей является практическое отсутствие потерь в горизонтальном полете.

При всех приведенных оценках не учитывалось увеличение объема подъемных двигателей при применении маршевых двигателей в составной силовой установке.

Поскольку в этой схеме силовой установки всю вертикальную тягу создают только подъемные двигатели, тяга каждого из них больше, либо применяется большее их число по сравнению с силовой установкой, состоящей из подъемно-маршевых и подъемных двигателей. То и другое вызывает увеличение объема подъемных двигателей и соответственно трудности их размещения на СВВП.

Справа на рис. 9.4 приведены зависимости весов силовой установки и топлива на 1 час полета у земли на скорости 1100 км/час от величины вертикальной тяги, создаваемой подъемными двигателями, в долях веса СВВП. Здесь удельный вес подъемных двигателей принят постоянным и равным 0,125 кг/кг тяги. Удельные же веса маршевых и подъемно-маршевых двигателей изменяются от 0,2 до 0,125 кг/кг тяги. Удельный вес маршевых и подъемно-маршевых двигателей, как видно из рисунка, оказывает большое влияние на вес силовой

установки и сумму весов силовой установки и топлива. Характерно, что при малом удельном весе подъемно-маршевого двигателя вес составной силовой установки несколько больше веса единой силовой установки.

Самолет с вертикальным взлетом и посадкой в зависимости от назначения может иметь разное время осуществления взлета и посадки и неодинаковое время висения. Оценка СВВП с разными силовыми установками с учетом времени работы на режимах взлета, посадки и висения производится по времени расходования топлива в крейсерском полете (полете по заданному маршруту). Время расходования топлива в крейсерском полете при данной доле суммы веса силовой установки и топлива в весе СВВП зависит от экономичности силовой установки на режимах создания вертикальной тяги и на крейсерских режимах полета и от весового совершенства силовой установки. Действительно, если вес силовой установки увеличивается, то располагаемая доля веса топлива уменьшается и время, за которое израсходуется это топливо в крейсерском полете, также уменьшается. Если время работы на режимах создания вертикальной тяги возрастает, то увеличивается расход топлива на этих режимах, а располагаемый запас топлива для крейсерского полета будет уменьшаться, в результате снижается и время расходования топлива в крейсерском полете.

На рис. 9.6 приведены зависимости относительного времени расходования топлива в крейсерском полете ($\bar{t}$) от относительного значения удельного расхода топлива на крейсерском режиме ($\bar{C}_{уд\text{кр}}$) для СВВП с разными силовыми установками. Зависимости даны в относительных величинах по отношению к единой силовой установке.

Графики построены для разного времени работы на режиме создания вертикальной тяги (вертикальный взлет, посадка, висение): 0; 3 и 10 мин. Сплошные линии соответствуют составным силовым установкам, а пунктирные — силовым установкам с турбовентиляторным агрегатом. Каждая линия соответствует разному значению удельного веса подъемных двигателей — 0,15; 0,11 и 0,06 кг/кг тяги или разному удельному весу турбовентиляторного агрегата — 0,1; 0,08 и 0,06 кг/кг тяги.

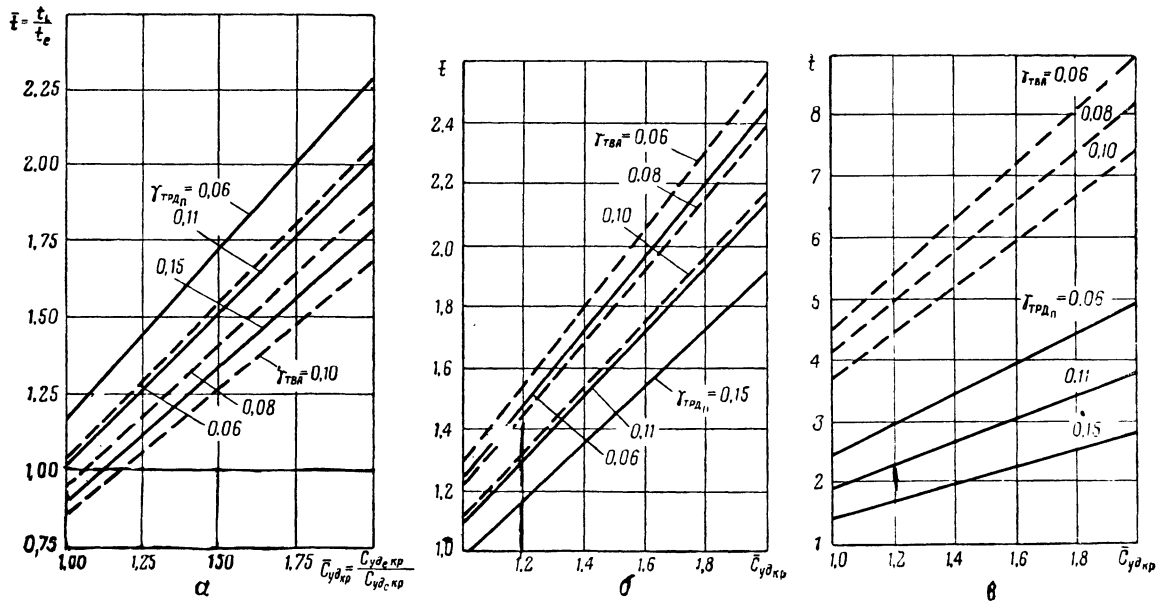


Рис. 9.6. Зависимость относительного времени расходования топлива в крейсерском полете ($\bar{t}$) от относительного удельного расхода ($\bar{C}_{удкр}$) для разного времени работы двигателей на режиме создания вертикальной тяги:

а — нулевое время работы на режиме вертикальной тяги; *б* — время работы 3 мин; *в* — время работы 10 мин

На малых высотах и малых скоростях полета СВВП, когда единая силовая установка глубоко дросселируется для полета на крейсерском режиме, время расходования топлива СВВП с этой силовой установкой значительно меньше, чем с составной. Например, при отношении удельных расходов топлива $\bar{C}_{уд\text{кр}} = 2$, а это согласно рис. 9.1 может иметь место, время расходования топлива СВВП с единой силовой установкой в 1,8—2,3 раза меньше, чем с составной. С увеличением скорости и высоты полета степень дросселирования единой силовой установки из-за роста потребной тяги самолета уменьшается. В результате удельный расход топлива ее также уменьшается. Он приближается к величине удельного расхода топлива составной силовой установки. Поэтому время расходования топлива единой силовой установкой и составной мало отличаются друг от друга, в некоторых случаях (при полете на больших высотах и сверхзвуковых скоростях) наблюдается даже преимущество СВВП с единой силовой установкой по времени расходования топлива в крейсерском полете.

С уменьшением удельного веса подъемных двигателей до значений $0,06 \text{ кг/кг тяги}$ преимущества составной силовой установки по сравнению с единой возрастают. Так, если $\bar{C}_{уд\text{кр}} = 1,5$, то снижение удельного веса подъемного двигателя с $0,15$ до $0,11 \text{ кг/кг тяги}$ вызывает увеличение времени расходования топлива СВВП с составной силовой установкой на 13%, а снижение удельного веса подъемных двигателей до $0,06 \text{ кг/кг тяги}$ — на 28%.

Из графиков следует также, что силовая установка с турбовентиляторными агрегатами при удельном весе ТВА $0,08—0,06 \text{ кг/кг тяги}$ может обеспечить на больших скоростях полета близкие с другими силовыми установками значения времени расходования топлива.

В результате увеличения времени работы на режиме создания вертикальной тяги до 3 мин (рис. 9.6, б) преимущества силовой установки с турбовентиляторным агрегатом по времени расходования топлива увеличились как по отношению к единой, так и по отношению к составной силовым установкам. При увеличении времени до 10 мин (рис. 9.6, в) достоинства силовой установки с турбовентиляторным агрегатом проявляются еще ярче. Это хорошо видно из рис. 9.7.

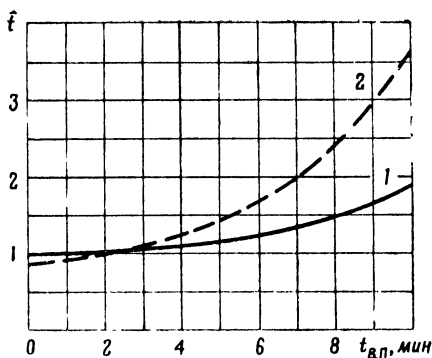


Рис. 9.7. Зависимость времени расходования топлива в крейсерском полете составной силовой установки 1 и силовой установки с ТВА 2 по отношению к единой силовой установке от времени взлета, посадки и висения. Графики построены для отношения крейсерских удельных расходов топлива, равного 1,5

Относительные веса гипотетических СВВП с разными типами силовых установок в зависимости от радиуса действия при полете у земли на скорости 1100 км/час представлены на рис. 9.8. За 100% принят вес СВВП с составной силовой установкой, имеющей радиус действия 460 км. При таком же радиусе действия вес СВВП с единой силовой установкой на 40% выше. С увеличением радиуса действия вес СВВП с единой силовой установкой резко возрастает. При радиусе действия 600 км он на 85% выше, чем при 460 км. Вес СВВП с составной силовой установкой с увеличением радиуса действия также возрастает, но значительно меньше. СВВП с силовой установкой, имеющей ТВА, занимает промежуточное положение.

До сих пор мы производили сопоставление СВВП с разными типами силовых установок. Заслуживает также внимания сопоставление СВВП с одним типом силовой установки, но с разными значениями экономичности и удельного веса двигателей. В первую очередь это относится к СВВП с составными силовыми установками.

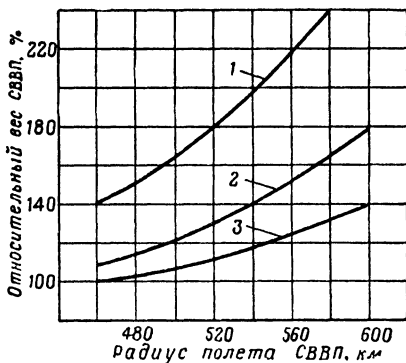


Рис. 9.8. Относительные веса СВВП с разными типами силовых установок в зависимости от радиуса действия:

1 — единая силовая установка; 2 — силовая установка с ТВА; 3 — составная силовая установка

На рис. 9.9 приведена зависимость относительного времени расходования топлива от удельного расхода топлива подъемных двигателей для постоянного значения доли веса силовой установки и топлива в весе СВВП, равного 0,5. Сплошными линиями нанесены данные для составной силовой установки из подъемно-маршевых и подъемных, а штриховыми — из маршевых и

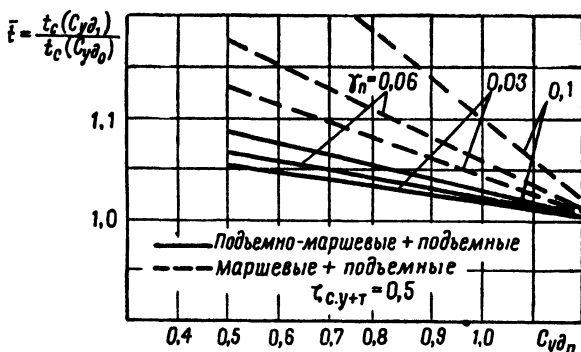


Рис. 9.9. Зависимость относительного времени расходования топлива составных силовых установок от удельного расхода топлива подъемных двигателей

подъемных двигателей. Удельный расход топлива сравнительно слабо влияет на величину времени расходования топлива. Даже снижение его в два раза (с 1,25 до 0,63 кг/кг тяги · час) вызывает увеличение времени расходования топлива всего на 5—15%.

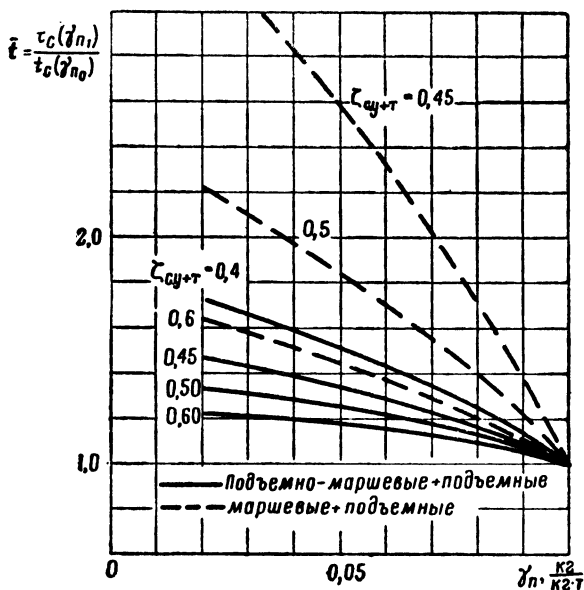


Рис. 9.10. Зависимость относительного времени расходования топлива составных силовых установок от удельного веса подъемных двигателей

Чрезвычайно сильное влияние на время расходования топлива составной силовой установкой оказывает удельный вес подъемных двигателей (рис. 9.10). Уменьшение его в два раза (с 0,1 до 0,05 кг/кг тяги) сопровождается увеличением времени расходования топлива на 25% у силовой установки с подъемно-маршевыми двигателями и на 80—90% у силовой установки с маршевыми двигателями при доле веса силовой установки и топлива в весе СВВП, равном 50%. Уменьшение этой доли веса до 45% приводит к еще большему увеличению времени расходования топлива (в 2,5 раза).

Экономичность подъемных двигателей значительно меньше влияет на время расходования топлива, чем удельный вес, потому что работают эти двигатели за один полет сравнительно мало (1,5—2 мин), а находятся на самолете все время.

Оценка основных данных СВВП разного назначения с единой и составной силовыми установками и силовой установкой с ТВА

Выше оценивались СВВП с разными типами силовых установок по времени расходования топлива, т. е. по приближенному методу. Несомненный интерес представляет оценка основных данных СВВП с разными типами силовых установок на базе более детальных проработок с учетом особенностей конструкции, изменений аэродинамических характеристик и т. п. Здесь приводятся некоторые результаты таких проработок на основе опубликованных материалов [20] и [21].

Рассмотрим два СВВП с неизменяемой геометрией крыла: один с подъемно-маршевым двухконтурным двигателем (I), имеющим четыре поворотных сопла для изменения направления вектора тяги, другой — с составной силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей (II), а также два СВВП с изменяемой геометрией крыла: один с подъемно-маршевым ТРДД (III) и другой — с составной силовой установкой из маршевых и подъемных двигателей (IV).

Первый и второй типы самолетов имеют два варианта применения — разведчик и истребитель-бомбардировщик — и соответственно по два профиля полета:

— полет на дальность на оптимальных высотах и скоростях и полет на расстояние 280 км у земли на скорости 1100 км/час (разведчик);

— полет на дальность на оптимальных высотах и скоростях, барражирование в течение 30 мин на высоте 1500 м и полет на расстояние 280 км у земли на скорости 1100 км/час (истребитель-бомбардировщик).

Третий и четвертый СВВП также имеют по два варианта применения и те же профили полета, только у них дополнительно предусмотрен полет у земли на расстояние 185 км со сверхзвуковой скоростью на числе $M = 1,2$.

Во всех случаях вертикальная тяга силовой установки составляет 16 350 кг. Коэффициент сохранения полного давления в воздухозаборниках подъемных двигателей равен 0,99, а у маршевых и подъемно-маршевых — 0,95.

В табл. 9.2 приведены основные данные и некоторые характеристики этих самолетов. Дополнительно для сравнения приводятся данные дозвукового истребителя-бомбардировщика вертикального взлета и посадки с силовой установкой из двух ТРД и двух турбовентиляторных агрегатов, расположенных в крыле, и одного управляющего ТВА, расположенного в передней части фюзеляжа.

В скобках дана доля веса в процентах от взлетного веса данного СВВП.

В табл. 9.3 дана разбивка веса конструкции по элементам четырех первых СВВП. В скобках дана доля веса в процентах от всего веса конструкции.

У СВВП III и IV схем доля веса крыла примерно на 8% выше, чем у СВВП I и II схем, так как у них применено крыло с изменяемой геометрией, а значит, появились узлы поворота крыла. Вес гондол приведен только для II и IV схем СВВП, т. е. для самолетов с составными силовыми установками, поскольку у этих самолетов маршевые двигатели расположены по бокам фюзеляжа в специальных гондолах.

Из табл. 9.2 видно, что СВВП с составной установкой как при неизменяемой, так и при изменяемой геометрии крыла обладает явными преимуществами по дальности полета перед СВВП с единой силовой установкой практически одинакового взлетного веса, но уступает ему по практическому потолку и времени разгона самолета. Дозвуковой СВВП с силовой установкой из ТРД и ТВА занимает промежуточное положение.

Следовательно, СВВП с составными силовыми установками заслуживают большего внимания. Для обеспечения высоких летных характеристик таких самолетов требуются подъемные двигатели с весьма низкими удельными весами — 0,05 кг/кг тяги и ниже. Их создание, по данным зарубежной печати, практически уже осуществляется.

Основные данные и характеристики разных типов СВВП

Основные данные	Типы СВВП				
	I неизменя- емая геомет- рия, единая СУ	II неизменяе- мая геомет- рия, составная СУ	III изменяемая геометрия, единая СУ	IV изменяемая геометрия, составная СУ	V дозвуковой СУ из ТРД с ТВА
Площадь крыла, m^2	27,9	27,9	27,9	27,9	23
Взлетный вес, кг	14 600	15200	14600	15200	6750
Вес конструкции, кг (‰)	4090 (28)	4120 (27,1)	4905 (33,5)	4925 (32,5)	2000 (29,7)
Вес экипажа и оборудования*, кг (‰)	1532 (10,5)	1557 (10,2)	1532 (10,5)	1561 (10,3)	670 (10)
Полезная нагрузка, кг (‰)	908 (6,2)	908 (6,0)	908 (6,2)	908 (6,0)	460 (6,7)
Вес силовой установки, кг (‰)	3600 (24,7)	3165 (20,8)	3600 (24,6)	3500 (23)	1310 (19,5)
Вес топлива, кг (‰)	4470 (30,6)	5450 (35,9)	3655 (25,2)	4306 (28,2)	2310 (34,1)
Тяговооруженность по вертикальной тяге	1,12	1,08	1,12	1,08	1,1
Нагрузка на крыло, kg/m^2	520	545	520	545	294
Радиус действия, км:					
— по первому профилю	750	1370	185	455	
— по второму профилю	935	1450	830	1460	925**
Максимальная скорость, км/час	2100	2100	2100	2100	1050
Максимальная крейсерская скорость полета у земли, км/час	1100	1110	1470	1470	850
Практический потолок, м	18700	15500	19500	19200	—
Время разгона, мин	1,6	3,9	1,7	2,0	—

* В этот вес включен вес несъемного оборудования: гидравлическое оборудование — 136 кг, электронное — 363 кг и электро— 318 кг, сиденье — 136 кг, агрегаты кондиционирования воздуха — 91 кг, агрегаты антиобледенительной системы — 68 кг, вооружение — 114 кг, а также вес приборов 114 кг для первых двух и 134 кг для следующих двух СВВП и съемное оборудование — 193 кг для первых двух и 202 кг для следующих двух СВВП.

** Дальность полета.

Т а б л и ц а 9.3

Вес элементов конструкции разных типов СВВП

Элементы конструкции	Т и п ы С В В П			
	I	II	III	IV
Полный вес конструкции СВВП, кг . .	4090	4120	4905	4925
Крыло, кг (‰)	1050 (25,7)	1050 (25,5)	1635 (33,2)	1635 (33,1)
Хвостовое опе- рение, кг (‰)	296 (7,2)	272 (6,6)	275 (5,6)	280 (5,7)
Фюзеляж, кг (‰)	1785 (43,7)	1458 (35,5)	1945 (39,6)	1504 (31,4)
Шасси, кг (‰)	596 (14,5)	577 (13,9)	596 (12,3)	577 (11,8)
Гондолы, кг (‰)		400 (9,7)		475 (8,8)
Поверхности управления, кг (‰)	363 (8,9)	363 (8,8)	454 (9,3)	454 (9,2)

* * *

Из материалов книги следует, что существует большое многообразие схем СВВП и их силовых установок. Каждая из них обладает вполне определенными достоинствами и недостатками. Только на основе тщательного анализа комплекса потребных свойств СВВП данного назначения удастся отдать предпочтение той или другой схеме. Существует ряд трудностей, которые необходимо решить при постройке совершенного самолета вертикального взлета и посадки. Это в первую очередь относится к созданию очень легких двигателей, решению задач стабилизации и управления СВВП на режимах взлета, посадки и висения, предотвращению вредного влияния выхлопных струй силовой установки на взлетно-посадочные площадки, самолет и двигатели и др. Данные трудности разрешимы; об этом говорит тот факт, что уже построены и проходят летные испытания экспериментальные СВВП различных схем, созданы и создаются конкретные СВВП целевого назначения. Например, сконструирован и уже прошел длительные летные испытания английский дозвуковой истребитель-бомбардировщик Р.1127. Более того, сформирована опытная эскадрилья с этими самолетами, укомплекто-

ванная личным составом ВВС США, Англии и ФРГ, и начато изучение вопросов эксплуатации и боевого применения СВВП. Начаты летные испытания французского сверхзвукового истребителя-бомбардировщика «Мираж» III V. Строятся военно-транспортные самолеты разных схем, проектируются пассажирские СВВП местных авиалиний.

Таким образом, в настоящее время нет никаких сомнений в том, что самолеты вертикального взлета и посадки найдут широкое применение как в гражданской, так и в военной авиации. Недалеко то время, когда полеты СВВП будут такими же обычными, как и полеты современных самолетов и вертолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. ГТТИ, 1953.
 2. Стечкин Б. С., Казанджан П. К., Алексеев Л. П., Говоров А. Н., Коновалов Н. Е., Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М. Теория реактивных двигателей. Оборонгиз, 1958.
 3. Кулагин И. И. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Оборонгиз, 1955.
 4. Пономарев А. Н. Ракетоносная авиация, Воениздат, 1964.
 5. Штода А. В., Алещенко С. П., Иванов А. Я., Красавцев В. С., Морозов Ф. Н., Секистов В. А., Шиуков А. Г. Конструкция авиационных газотурбинных двигателей. Воениздат МО, 1961.
 6. Марков Н. И., Бакулев В. И. Расчет высотно-скоростных характеристик турбореактивных двигателей. Оборонгиз, 1960.
 7. Wilde G. L. Jet lift engines and power plants for VTOL aircraft, IRAS, № 609 September, 1961.
 8. Grotz C. A. Simulated VTOL exhaust impingement on ground surfaces, SAE preprint, 428D, 1961.
 9. Gibson E. B., Sutton I. F. Hummingbird, a promising augmented—jet VTOL aircraft, Flight, 5 April, 1962.
 10. Stepniveski W. Z. The subsonic VTOL and GETOL in perspective. Aerospace engineering, april, 1962.
 11. Strand T. 150—knot GEM cruise, Aerospace engineering, april, 1962.
 12. Short or vertical Take—off? Interavia № 1, 1961.
 13. Fearon I. R. C., Norman D. H. Simple solutions to some of the operating problems during take—off and landing. IRAS. February, 1962.
 14. Interavia, № 5, 1962.
 15. Dibartola P. E., Bulinski R. I. A parametric study of the take—off performance of GETOL aircraft, SAE Preprints, № 228 c, 1961.
 16. Cocksutt E. P., Galitzine N. The fan-in-wing powerplant system for VTOL aircraft. Canadian Aeronautical Journal, November, 1960.
 17. Interavia, № 2, 1963.
 18. Павленко В. Ф. Силовые установки самолетов вертикального взлета и посадки. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. 1963.
 19. Павленко В. Ф. Авиация вертикального взлета. Самолеты. Силовые установки. Стабилизация и управление. Переходные режимы полета. Безопасность полета при отказе двигателя. Воздействие газовой струи на ВПП. Особенности летных характеристик СВВП. Авиация и космонавтика № 11, 1962. № 5, 9, 12, 1963. № 2, 3, 5, 1964.
 20. Drell H., Danforth E. C. B. VTO—fighter propulsion systems. Astronautics. 1963, vol. 1, № 9, p. 14—19.
 21. Goldsmith R. H., Hickey D. H. Characteristics of lifting—fan V/STOL aircraft, Astronautics. 1963, vol. 1, № 9, p. 70—77.
 22. K. Liem. Strömungsvorgänge beim freien Hubstrahler. Luftfahrttechnik, Bd. 8, № 8, Aug. 1962.
 23. Greene L. P., Cotter W. E. Lift-jet Technology. Astronautics and Aeronautics, September 1965, p.p. 42—45.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение	3
<i>Глава 1.</i> Летательные аппараты с коротким разбегом и пробегом и с вертикальным взлетом и посадкой	9
Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов увеличением коэффициента подъемной силы в процессе взлета и посадки	10
Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов увеличением ускорения и замедления на взлете и посадке	20
Сокращение взлетной и посадочной дистанций самолетов созданием вертикальной составляющей тяги силовой установки	31
Обеспечение вертикального взлета и посадки самолетов	39
<i>Глава 2.</i> Схемы самолетов вертикального взлета и посадки. Характеристики и конструктивные особенности выполненных образцов	54
СВВП, у которых вертикальная и горизонтальная тяги создаются одними и теми же двигателями	—
СВВП с поворотом выхлопных струй	56
СВВП с поворотом двигателей или винтов	61
СВВП с поворотом всего самолета	72
СВВП, у которых вертикальная тяга создается одной группой двигателей, а горизонтальная — другой	73
СВВП с подъемными и маршевыми двигателями	74
СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями	81
СВВП с подъемно-разгонными и маршевыми (подъемно-маршевыми) двигателями	87
СВВП с силовыми установками, имеющими агрегаты усиления тяги	90
СВВП с турбовентиляторными агрегатами усиления тяги	92
СВВП с двигателями, имеющими эжекторные агрегаты усиления тяги	97
СВВП со смешанной силовой установкой	98
<i>Глава 3.</i> Схемы и общая характеристика силовых установок самолетов вертикального взлета и посадки	101
Единые силовые установки	102
Составные силовые установки	121
Силовые установки с агрегатами усиления тяги	135
<i>Глава 4.</i> Устройства управления и стабилизации самолетов вертикального взлета и посадки	144
Классификация и общая характеристика управляющих устройств	—
Управляющие усилия и их влияние на основные данные силовых установок СВВП	157
Сравнительная оценка управляющих устройств	178

	<i>Стр.</i>
Глава 5. Основные данные силовых установок СВВП	187
Определение основных данных и удельных параметров силовых установок СВВП	188
Определение диаметральных размеров турбовентиляторных агрегатов	200
Зависимость удельной вертикальной тяги и удельного расхода топлива силовых установок СВВП от параметров рабочего процесса	202
Удельный вес двигателя СВВП	226
Глава 6. Переходные режимы полета самолета вертикального взлета и посадки	237
Переходные режимы СВВП с единой силовой установкой	238
Переходные режимы СВВП с составной силовой установкой	243
Переходные режимы СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги	247
Сравнение характеристик разных типов силовых установок на переходных режимах полета	259
Глава 7. Безопасность полета СВВП	264
Особенности полета СВВП с единой силовой установкой при отказе двигателя	265
Особенности полета СВВП с составной силовой установкой при отказе двигателя	279
Особенности полета СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги, при отказе двигателя	286
Глава 8. Воздействие выхлопных струй силовых установок СВВП на взлетно-посадочные площадки и на самолет	288
Разрушающее действие выхлопных струй на взлетно-посадочные площадки	—
Характер течения струи после удара о поверхность взлетно-посадочной площадки	295
Защита взлетно-посадочных площадок от разрушающего действия струи	305
Попадание отраженных струй от поверхности ВПП на вход в двигатель	308
Подсасывающее действие выхлопных струй на СВВП	311
Глава 9. Оценка основных данных СВВП и особенности их характеристик	316
Метод сравнительной оценки СВВП с разными силовыми установками	—
Особенности характеристик СВВП с разными типами силовых установок	319
Оценка основных данных СВВП разного назначения с единой и составной силовыми установками и силовой установкой с ТВА	337
Литература	342