



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ДОНСКОЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(ДГТУ)

Составитель

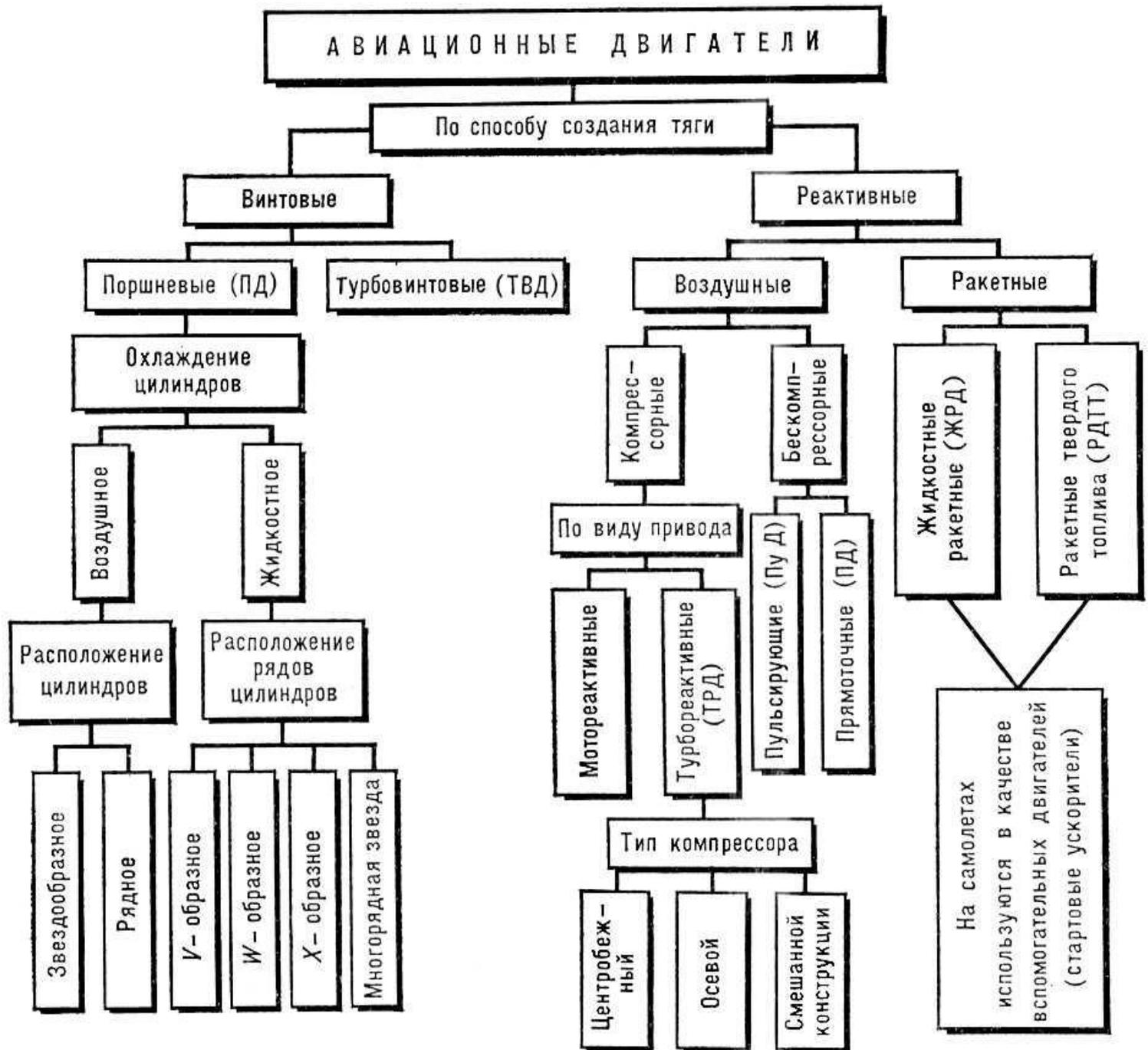
профессор к.т.н. Решенкин А.С.

Краткий конспект лекций
по дисциплине «Двигатели воздушных судов»

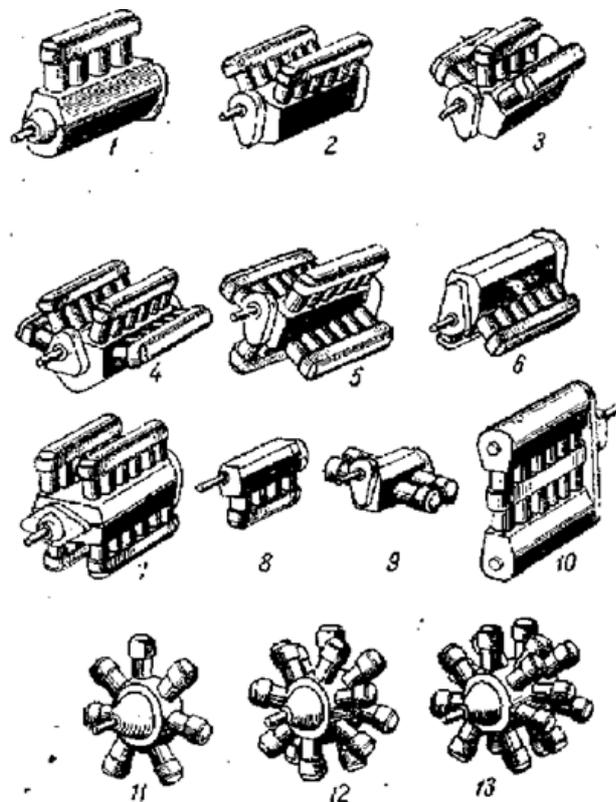
Ростов-на-Дону

2017

Классификация авиационных двигателей



ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



1 - рядный четырехцилиндровый двигатель; 2 – 12-ти цилиндровый двухрядный V-образный двигатель; 3 – 12-ти цилиндровый трехрядный W-образный двигатель с четырехколенным валом; 4 - 24-х цилиндровый, сдвоенный из двух V-образных, четырехрядный двигатель с двумя шестиколёнными валами, связанными шестерёнчатой передачей; 5 24-цилиндровый X-образный четырехрядный двигатель, коленчатый вал шестиколённый; 6 – перевернутый 12-цилиндровый двухрядный V-образный двигатель; 7 – 24-цилиндровый (вертикальный или горизонтальный) H-образный двигатель, два шестиколённых вала работают на общий редуктор; 8 – однорядный четырехцилиндровый двигатель перевернутого типа; 9 – четырехцилиндровый двухрядный двигатель с горизонтальным расположением цилиндров (плоский мотор), вал двухколенный; 10 - шестицилиндровый двигатель с противоположно движущимися в каждом цилиндре поршнями, работающими на два шестиколённых вала, которые передают мощность через шестеренчатую передачу на выходной вал двигателя; 11 – однорядный звездообразный 7-цилиндровый двигатель, одноколенный вал; 12 – двухрядный звездообразный 14 - цилиндровый двигатель, двухколенный вал; 13 – трехрядный звездообразный 21-цилиндровый двигатель, трехколенный вал.

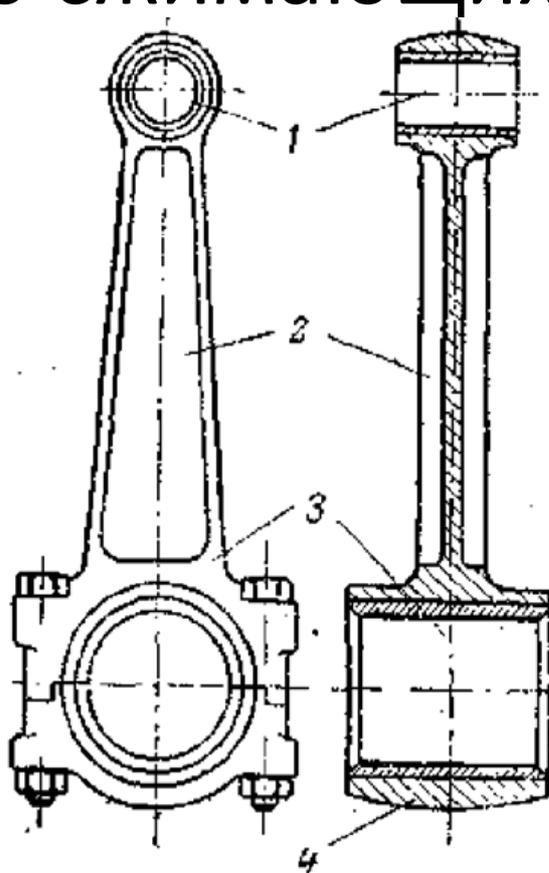
Цилиндр авиационного двигателя воздушного охлаждения состоял из отлитой из алюминиевого сплава головки и стальной азотированной гильзы, соединяемых специальной резьбой.

На головке и гильзе имеются ребра для охлаждения.

Поршни авиационных двигателей, раньше чем автомобильные, стали отливать или штамповать из легких алюминиевых сплавов, имеющих высокую теплопроводность, что способствовало снижению рабочих температур поршня и инерционных сил, возникающие при движении поршней, а следовательно и нагрузок на подшипники.

Шатуны

авиационных двигателей изготавливают из высококачественной стали, как и шатуны автомобильных двигателей, они имеют в сечении двутавровую форму, способствующую лучшему восприятию сжимающих усилий.



1 - малая головка шатуна; 2 - стержень; 3 - большая головка шатуна; 4 - крышка большой головки шатуна

У двухрядных V-образных двигателей на одну шейку вала работают два цилиндра и, следовательно, к ней должны быть присоединены два шатуна

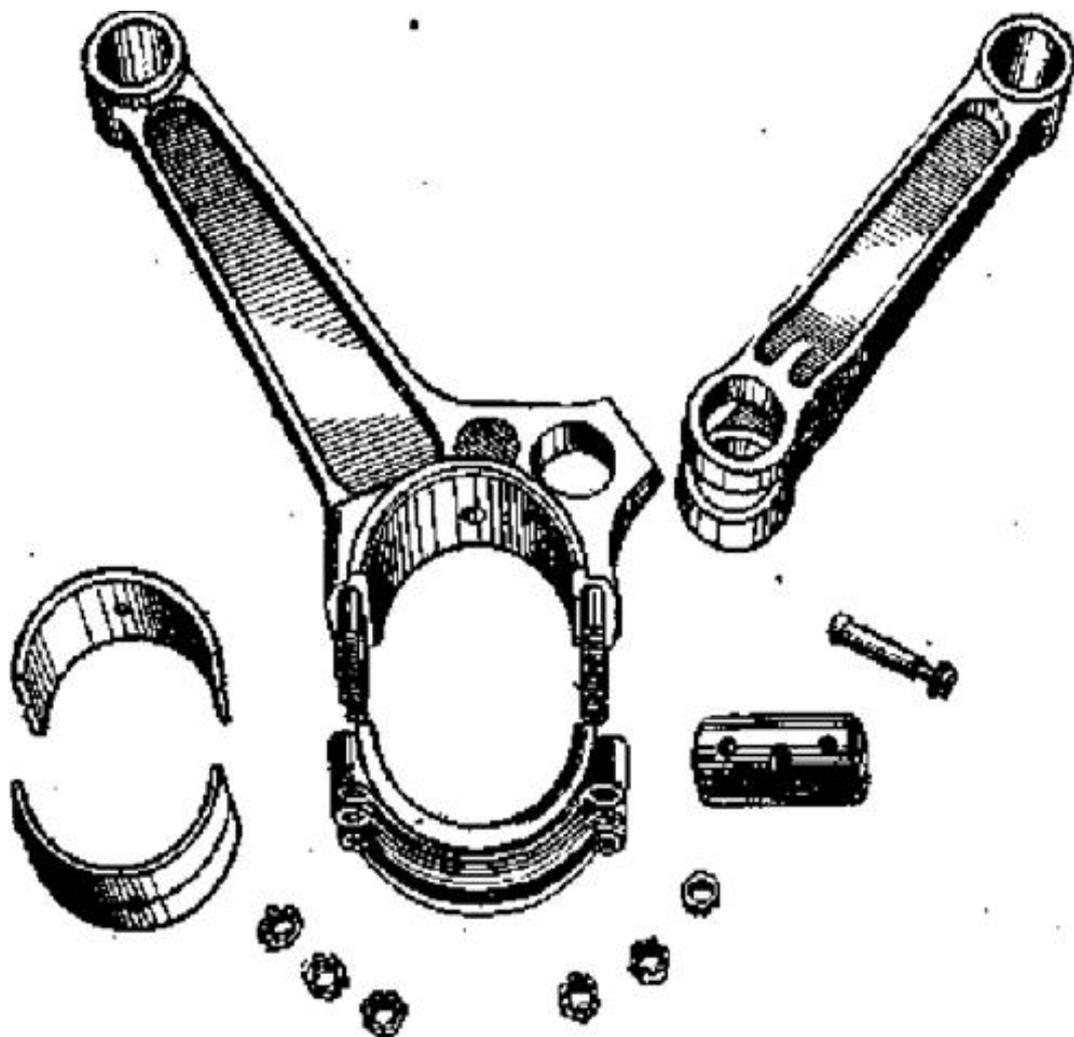
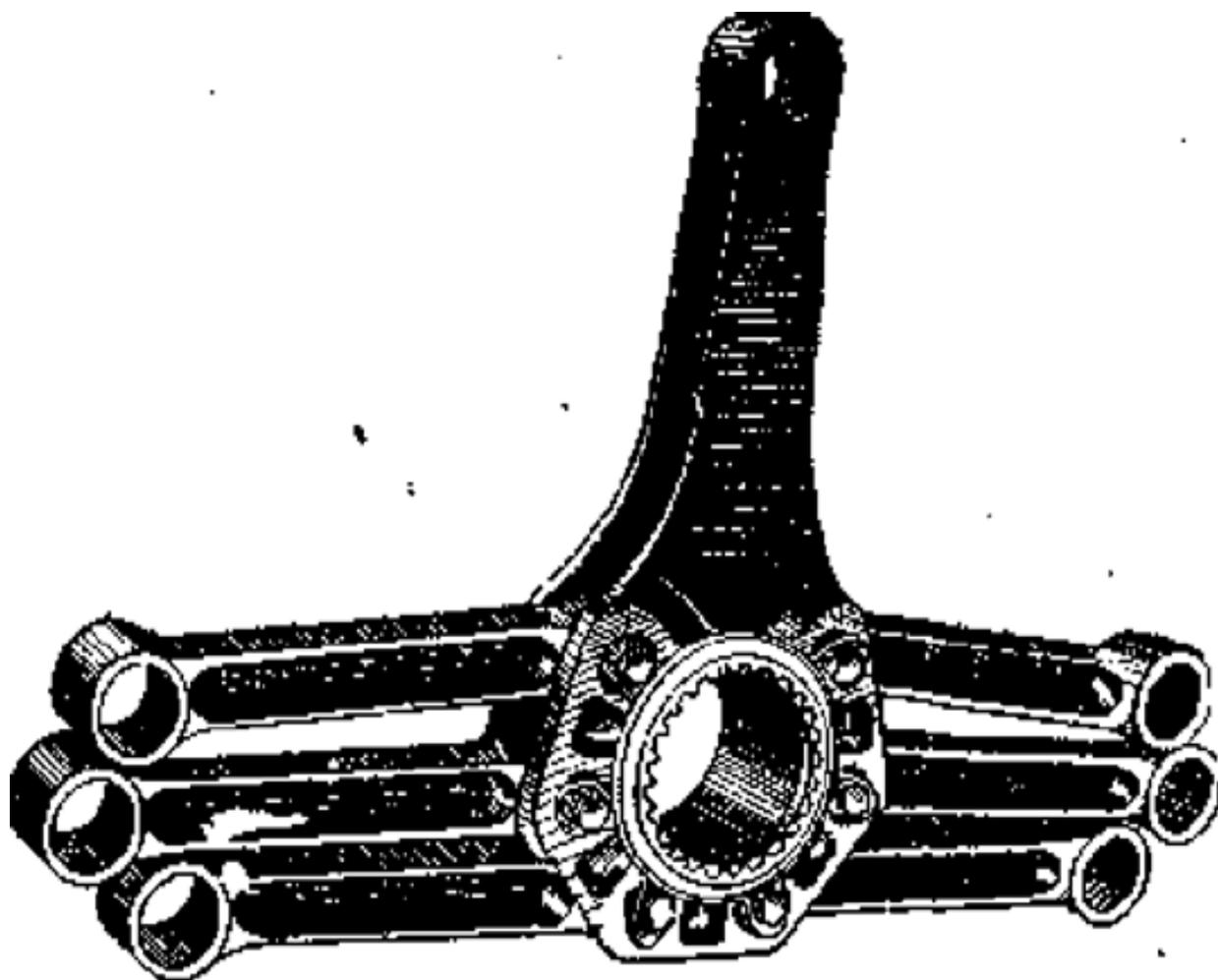


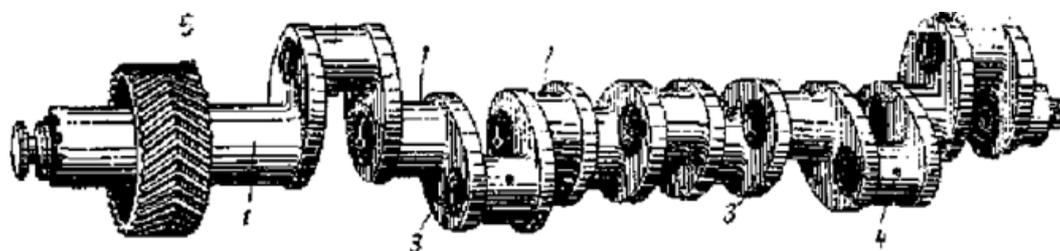
Рис. 156 Шатун двухрядного V-образного двигателя.

У звездообразных двигателей
своя конструкция шатунов.



Шатун звездообразного двигателя АШ-82. Главный шатун собран с прицепными шатунами.

Коленчатый вал является одной из ответственных и наиболее напряженных деталей как авиационного, так и автомобильного двигателя.



1 – коренные шейки; 2 шатунные (мотылевые) шейки; 3 щеки; 4 отверстие для прохода масла; 5 – ведущая шестерня редуктора

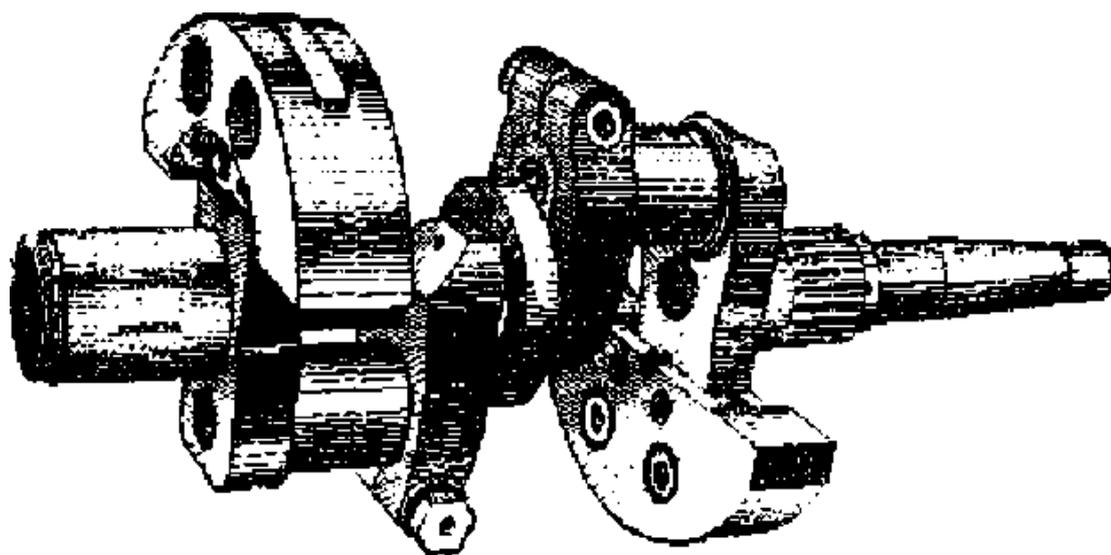
Коленчатый вал двухрядного V-образного двигателя

Передний конец вала у безредукторных двигателей имеет шлицы, на которые насаживается втулка воздушного винта. В редукторных моторах на переднем конце вала находится ведущая шестерня редуктора

Коренные и шатунные подшипники рядных авиационных двигателях в основном являются подшипниками скольжения, т.к. подшипники качения (шариковые или роликовые), значительно усложняют сборку.

Коленчатые валы однорядных звездообразных двигателей в большинстве случаев делают разъемными, для того чтобы можно было сделать неразъемной коренную головку шатуна.

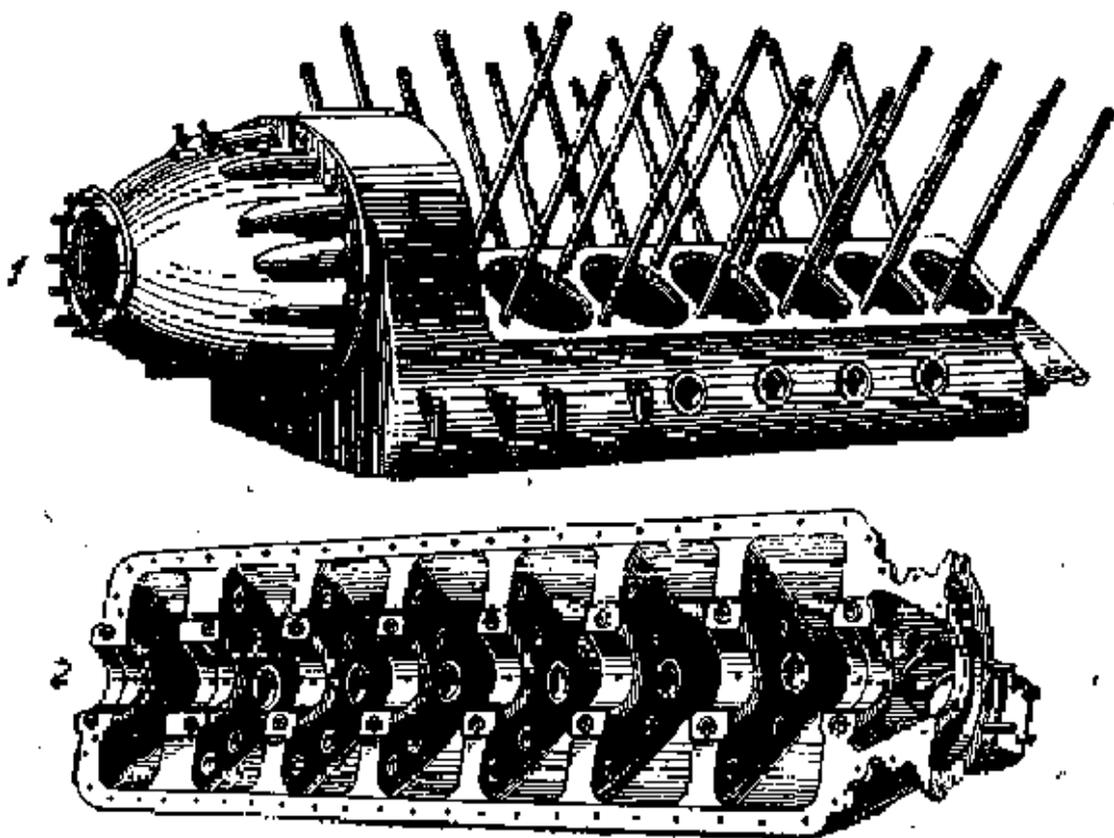
Такие валы имеют обычно две (иногда три) коренные шейки, лежащие на роликовых подшипниках.



Двухколенный коленчатый вал двухрядного звездообразного двигателя

Картеры авиационных двигателей

льют или штампуют из
алюминиевого или магниевого
сплава. Форма картера зависит от
типа двигателя, от числа цилиндров
и от их расположения.



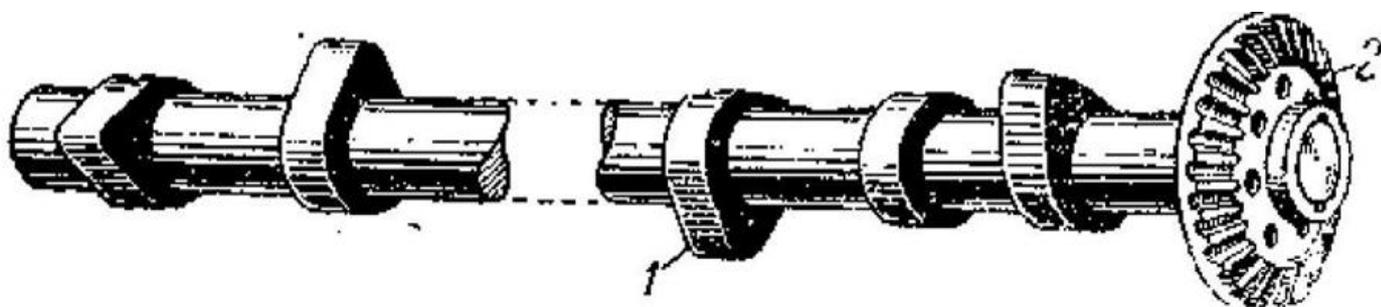
1 – верхняя половина; 2 – нижняя половина

Картер двигателя АМ-38

Газораспределительный механизм

Как и в автомобильных двигателях, в авиационных в большинстве случаев используется клапанный механизм.

Для управления клапанами в рядных двигателях используется распределительный вал



Система охлаждения двигателя на самолете напрямую обеспечивает надежность работы двигателя и безопасность полета. При минимальном лобовом сопротивлении она должна отвести от двигателя количество тепла эквивалентное более половины **(до 60%)** его мощности.

У авиационных двигателей воздушного охлаждения дополнительно к системе охлаждения относятся **капоты**. Назначение капота - придать обтекаемость моторной установке и обеспечить наилучшие условия охлаждения цилиндров двигателя встречным потоком воздуха.

Разница между температурами воздуха, входящего в капот и выходящего из него, составляет от **40 до 75°**.

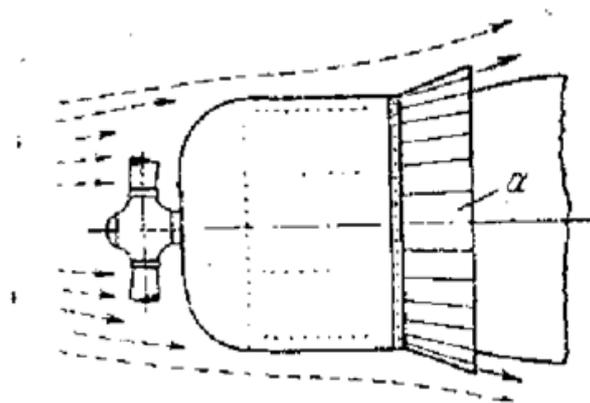


Рис.168 Капот с открытыми заслонками (а)

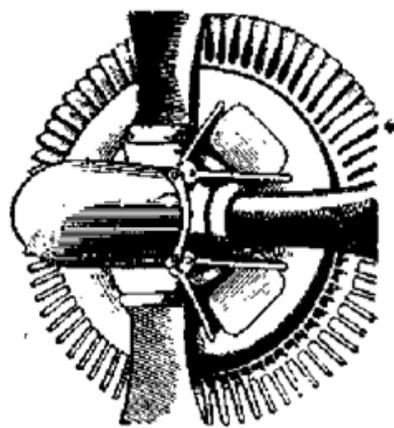


Рис.169 Вентилятор для принудительного охлаждения двигателя

На некоторых двигателях воздушного охлаждения для его интенсификации на валу воздушного винта устанавливают осевой **многолопастный вентилятор**

Авиационные двигатели воздушного охлаждения для оптимизации температурного режима также могут иметь **жалюзи.**

Системы жидкостного охлаждения авиационных двигателей, как и автомобильные, могут быть открытыми или закрытыми.

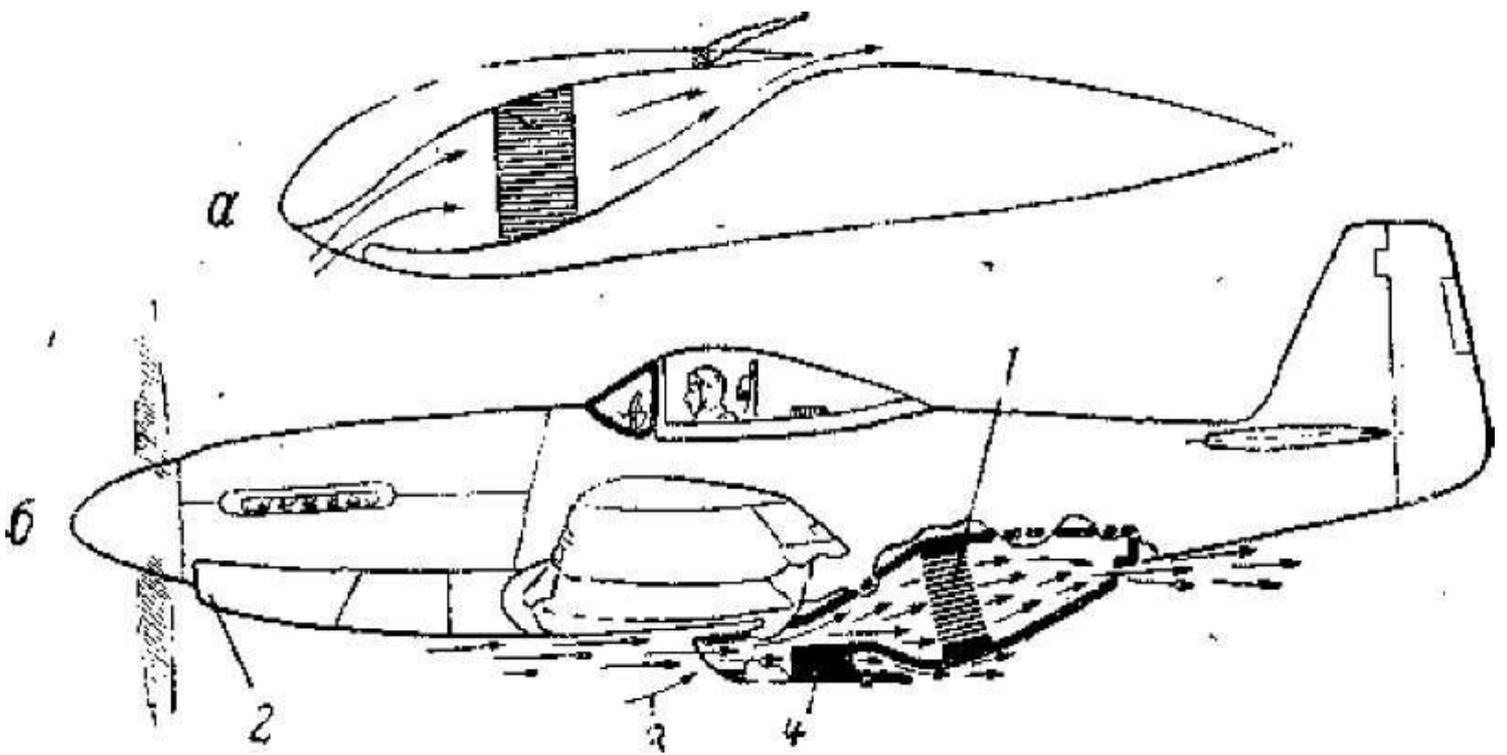
В качестве охлаждающей жидкости на ранних этапах развития авиации применяли **воду**. Позднее, как впоследствии и на автомобильных двигателях, были разработаны иные жидкости, в частности, **этиленгликоль**.

Важнейшим элементом систем жидкостного охлаждения авиационных двигателей, как и автомобильных, является **радиатор**. Раньше в авиационных двигателях применялись преимущественно лобовые радиаторы, устанавливаемые перед двигателем сразу же за воздушным винтом



Самолет-разведчик Р-1 с «лобовым» радиатором

Для дальнейшего снижения сопротивления перешли на туннельные радиаторы, т. е. радиаторы, заключенные в туннель, образованный особыми кожухами в фюзеляже или крыле самолета. На рис. показаны схемы, двух типов туннельных радиаторов: крыльевого **а** и фюзеляжного **б**.



а — крыльевого; б — фюзеляжного.
1 - радиатор; 2 - заборный патрубок карбюратора; 3 - вход воздуха в радиатор;
4 - дополнительный радиатор для охлаждения масла

Система смазки авиационных поршневых двигателей

Принцип работы системы смазки авиационного двигателя в целом аналогичен работе подобной системы автомобильного двигателя, но имеет некоторые особенности.

Смазка не только снижает силы трения, но и охлаждает смазываемые детали. Потребность в охлаждении деталей авиационного двигателя из-за его высокой теплонапряженности очень велика.

В современных авиационных двигателях применяется исключительно

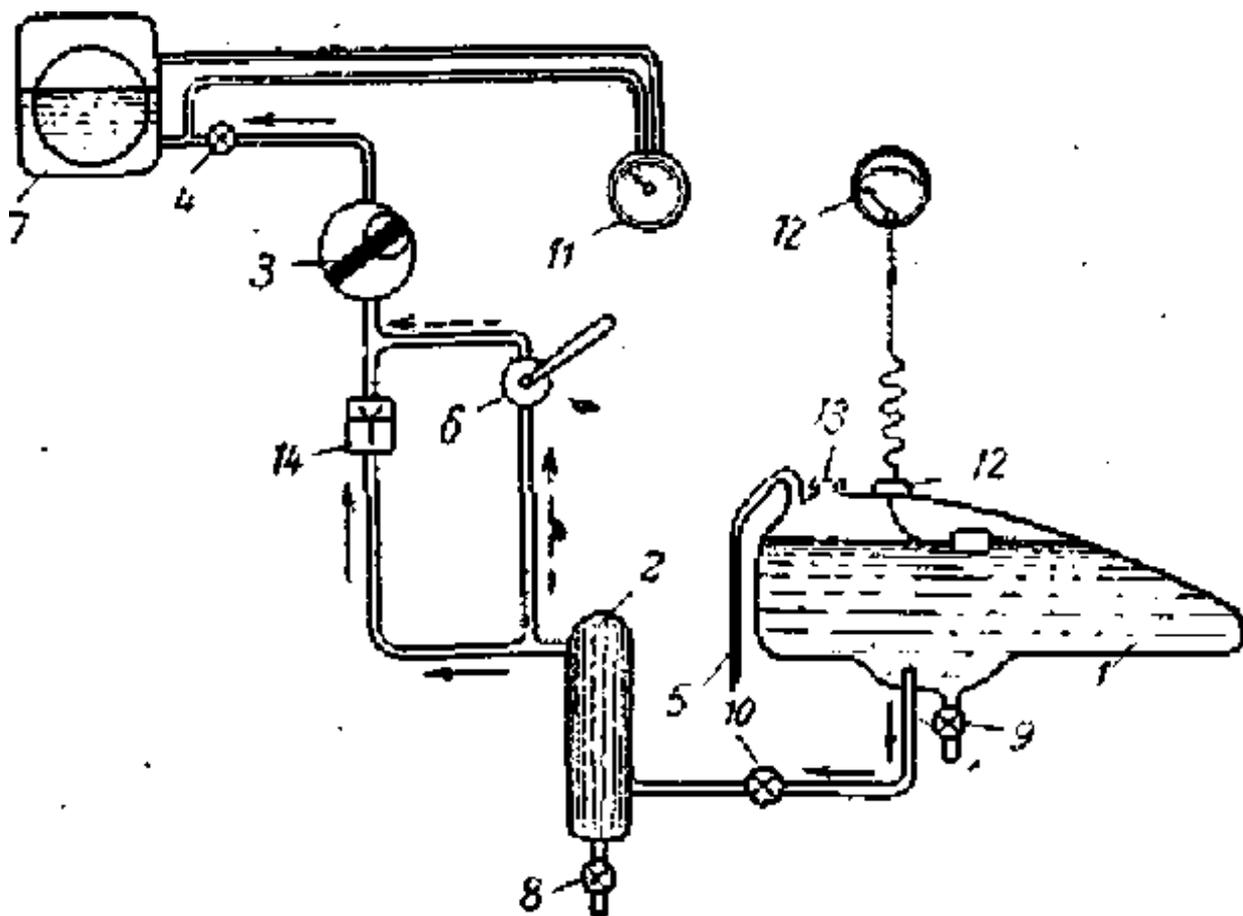
циркуляционная смазка под давлением (принудительная смазка).

Системы питания авиационных поршневых двигателей

Запас топлива на самолете содержится в топливных баках, откуда топливо подается по трубопроводам через фильтры и отстойники к двигателям.

На современных самолетах, как и на автомобилях применяется подача топлива к двигателям под давлением, т. е. при помощи топливных насосов.

В авиационных поршневых ДВС применяют карбюраторные и впрысковые системы питания, аналогичные автомобильным.



Простейшая схема бензиновой системы самолета

Реальные схемы бензопитания намного сложнее и включают ряд дополнительных элементов, например, систему заполнения топливных баков нейтральным газом, детали аварийного слива топлива, детали для подачи топлива в цилиндры при запуске двигателя, детали для разжижения масла бензином и т. д.

Заполнение свободного объема в топливных баках нейтральным газом применяется на военных самолетах с целью предотвратить при пробивании бака пулями вспышку паров топлива, заполняющих в смеси с воздухом этот объем.

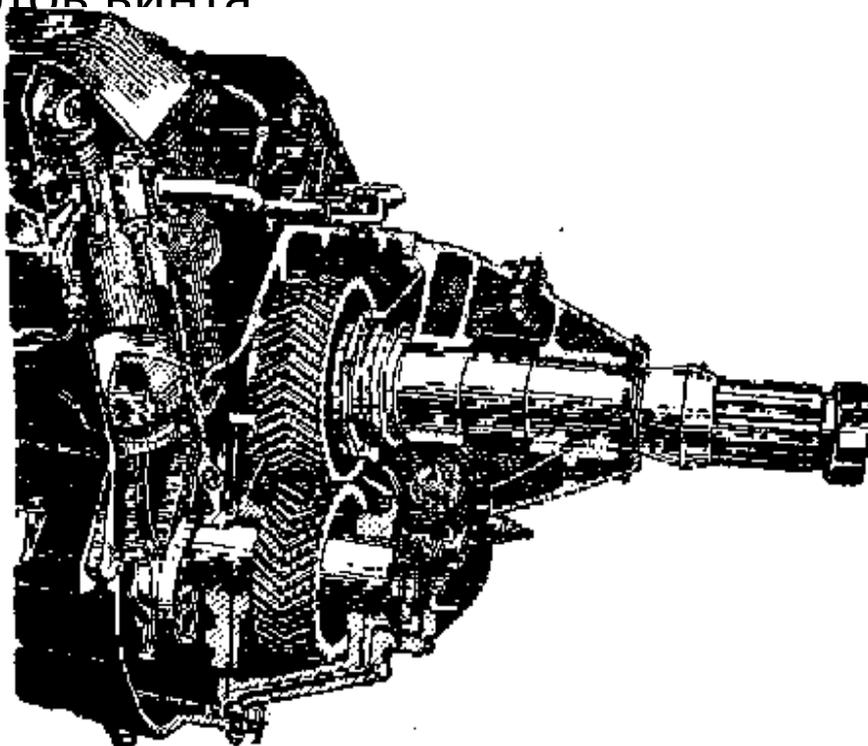
Системы зажигания авиационных поршневых двигателей

В авиационных бензиновых двигателях вначале использовались системы зажигания с магнето, а на более совершенных двигателях стали применяться вначале контактные системы с катушками зажигания, а затем и бесконтактные системы, аналогичные автомобильным.

Мощность двигателя находится в прямой зависимости от числа циклов, завершающихся в единицу времени (числа оборотов коленвала).

Для ее повышения авиационные двигатели работают на оборотах не меньше 2000 об/мин. Если воздушные винты, диаметр которых обычно не меньше 3 м будут вращаться с таким числом оборотов, то скорость концов лопастей с учетом скорости полета самолета превышала бы критическую скорость, что резко уменьшало бы **КПД** воздушного винта.

Для исключения этого между воздушным винтом и коленчатым валом двигателя устанавливают **редуктор**, снижающий число оборотов винта



Редуктор двигателя АМ-38

По конструкции различают два основных типа редукторов - соосные и со смещенными осями.

В соосных редукторах ось вала воздушного винта составляет продолжение оси коленчатого вала двигателя.

Соосные редукторы применяются обычно в звездообразных двигателях, так как при этом воздушный поток винта равномерно обдувает головки всех цилиндров.

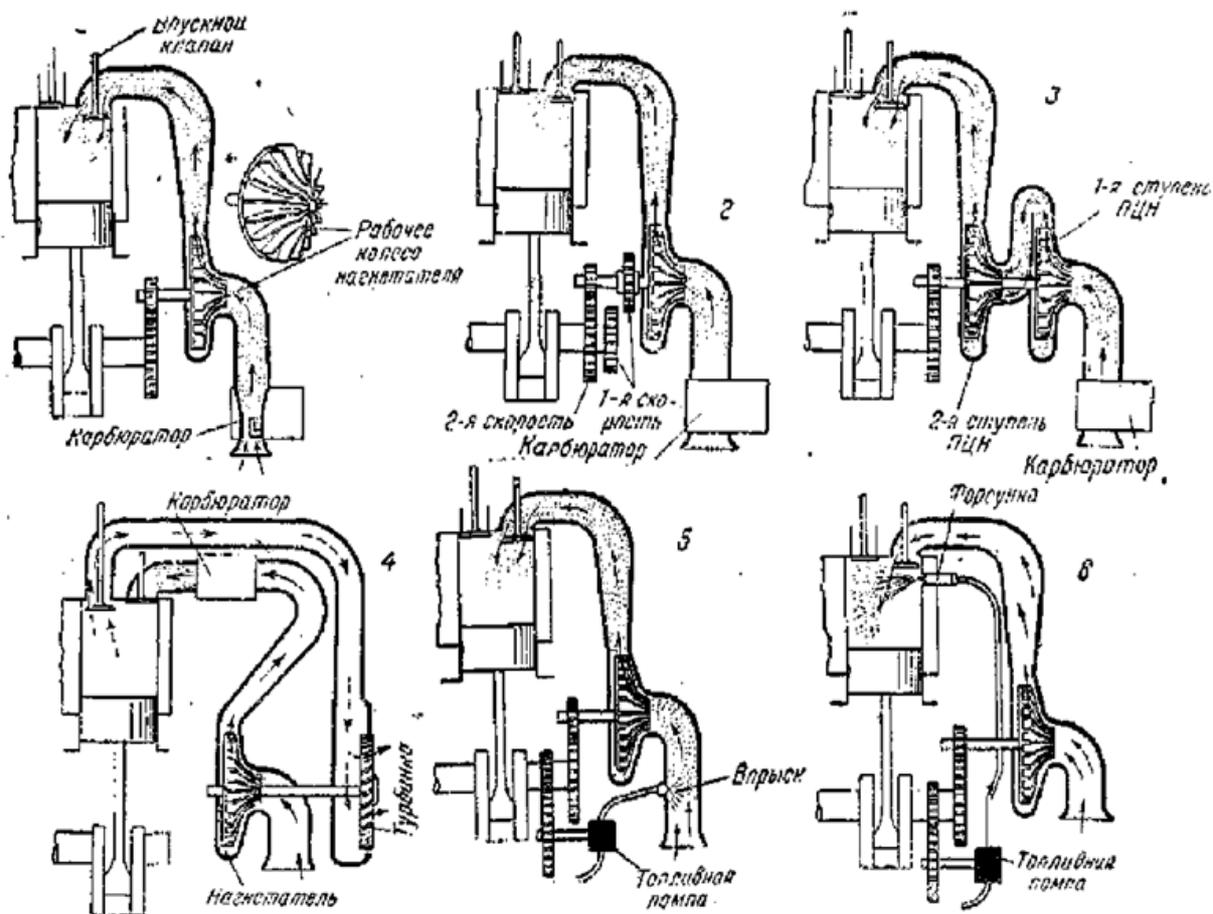
Редукторы со смещенными осями выгодны тем, что позволяют расположить ось воздушного винта выше оси вала двигателя, что позволяет применять воздушные винты увеличенного диаметра, создающие большую силу тяги.

Кроме того, в этом случае ось воздушного винта легче совместить с осью симметрии самолета. В таких редукторах передача от коленчатого вала к валу воздушного винта осуществляется при помощи пары цилиндрических шестерен.

Использование турбонаддува для обеспечения работы двигателя на высоте

Плотность воздуха уменьшается с высотой над уровнем моря. Так как в двигатель при работе на определенном режиме поступает за каждый ход наполнения примерно постоянный объём воздуха, то по мере увеличения высоты полёта, массовый заряд воздуха уменьшается. Так как мощность двигателя прямо пропорциональна этому заряду, то с подъёмом на высоту она будет снижаться.

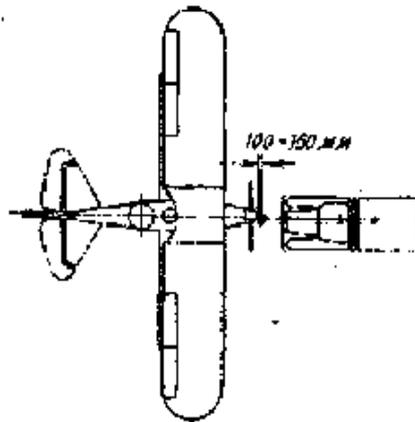
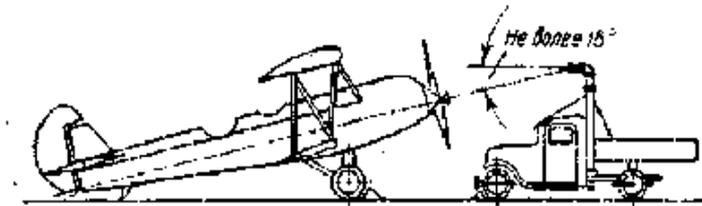
Решение этой проблемы обеспечивается повышением давления на входе в двигатель, при его уменьшении в окружающей среде с помощью наддува.



- 1 – приводной одноступенчатый односкоростной центробежный нагнетатель;
 2 – приводной двухскоростной центробежный нагнетатель; 3 – приводной двухступенчатый центробежный нагнетатель; 4 – турбокомпрессор при карбюраторном двигателе; 5 - приводной центробежный нагнетатель на двигателе с впрыском топлива во всасывающий патрубок; 6 – приводной центробежный нагнетатель на двигателе с впрыском топлива в камеру сгорания

Пусковые устройства

Средства запуска авиационных двигателей делятся на аэродромные и бортовые, т. е. находящиеся на борту самолета.



Запуск авиационного двигателя при помощи автостартера

Из бортовых устройств для запуска двигателей наиболее чисто применяется система запуска сжатым воздухом.

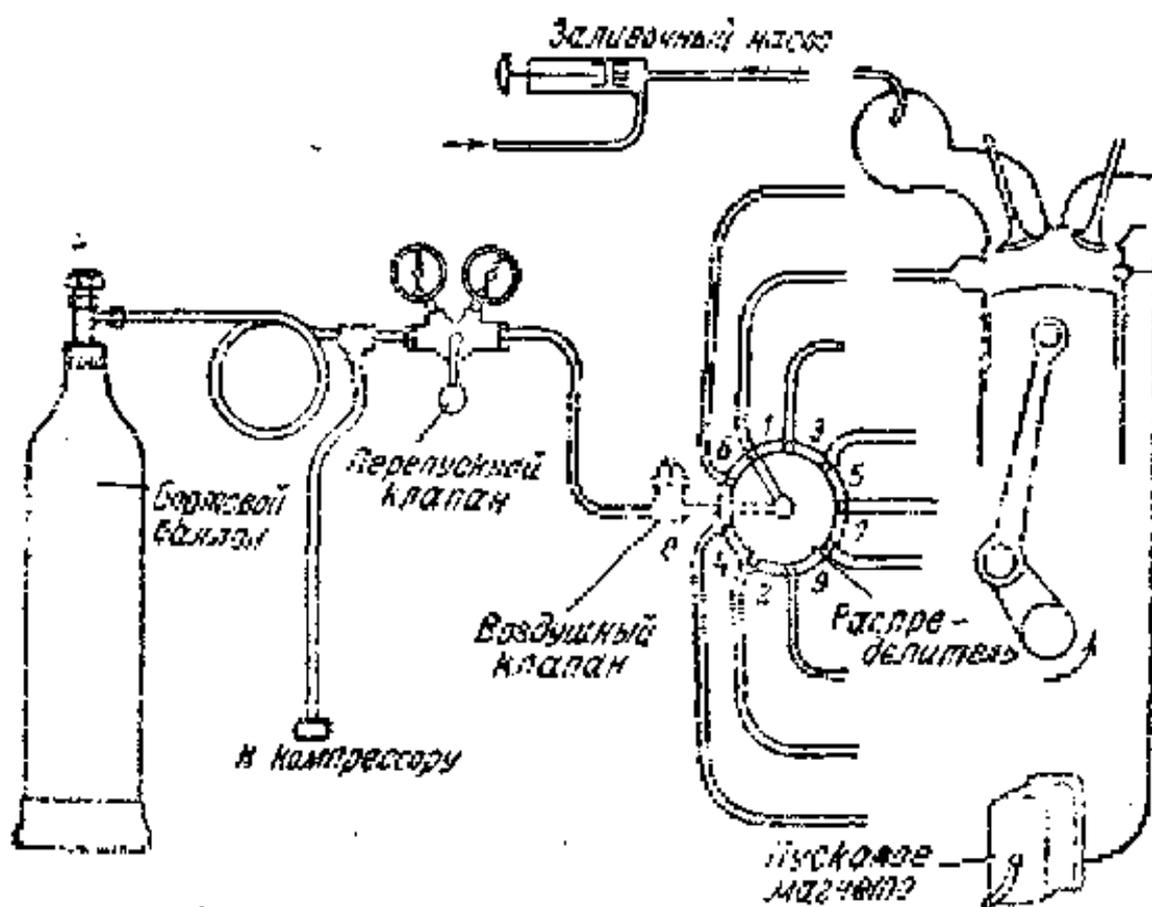


Схема запуска авиационного двигателя сжатым воздухом

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АДТ – автомат дозирования топлива
ВД – высокое давление
ВИШ – винт изменяемого шага
ВМР – воздушно-масляный радиатор
ВНА – входной направляющий аппарат
ВРД – воздушно-реактивный двигатель
ВСУ – вспомогательная силовая установка
ВТС – воздушный турбостартер
ГТ – газовая турбина
ГТД – газотурбинный двигатель
ДВУ – дозвуковое входное устройство
ДТРД – двухконтурный турбореактивный двигатель
ДТРДФ – ДТРД с форсажем
ЗПК – звукопоглощающая конструкция
КВД – каскад высокого давления
КНД – каскад низкого давления
КПВ – клапан перепуска воздуха
КПД – коэффициент полезного действия
КС – камера сгорания
КСД – каскад среднего давления
НА – направляющий аппарат
НД – низкое давление
ОК – осевой компрессор
ОТ – отрицательная тяга
ОТН – основной топливный насос
ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ПК – перекрывной кран
ПТ – прямая тяга
ПУ – пусковое устройство
РК – рабочее колесо
РС – реактивное сопло
РУ – реверсивное устройство

СА – сопловый аппарат
САУ – система автоматического управления
СВУ – сверхзвуковое входное устройство
СЗЗ – сверхзвуковая защитная зона
СТГ – стартер-генератор
ТАЗ – топливный автомат запуска
ТВВД – турбовинтовентиляторный двигатель
ТВД – турбовинтовой двигатель
ТВлД – турбовальный двигатель
ТВС – топливно-воздушная смесь
ТКС – турбокомпрессорный стартер
ТМР – топливомасляный радиатор
ТРД – турбореактивный двигатель
ТРДД – турбореактивный двухконтурный двигатель
ТРДФ – ТРД с форсажем
ТСД – трехфазный синхронный двигатель
ФК – форсажная камера
ЭСТ – электростартер

ТЕМА 1. КОНСТРУКТИВНЫЕ И СИЛОВЫЕ СХЕМЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1.1. Конструктивные схемы газотурбинных двигателей различных типов

Конструктивные схемы современных двигателей определяются типом ГТД и его целевым назначением. Наиболее распространена *последовательная схема* расположения основных узлов: входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства. Двигатель при этом ориентирован в осевом направлении, что облегчает его размещение на ВС с минимальным лобовым сопротивлением. Это особенно важно для маршевых двигателей: ТРД, ДТРД, ТВД.

Изменение целевого назначения меняет требования к компоновке двигателя и его конструктивной схеме. Для подъемного ГТД одним из основных требований является уменьшение осевых размеров. Для ТВД в ряде случаев лучшие характеристики могут быть получены при компоновке, обратной последовательной схеме. Большое разнообразие конструктивных схем наблюдается у ВСУ.

Конструктивные схемы ТРД определяются, прежде всего, числом роторов (рис. 1.1, 1.2, 1.3). Наибольшее распространение в последнее время получили двухвальные ТРД, имеющие более широкий диапазон устойчивой работы.

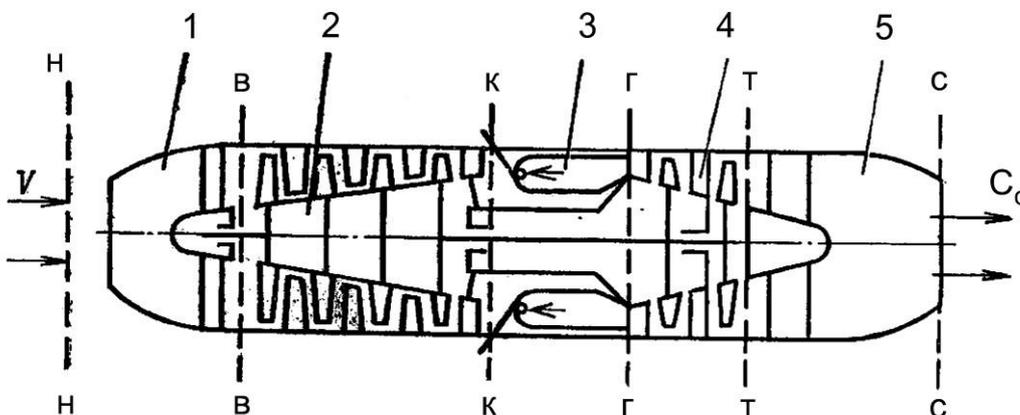


Рис. 1.1. Схема одновального ТРД:

1 – входное устройство; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – газовая турбина; 5 – выходное устройство

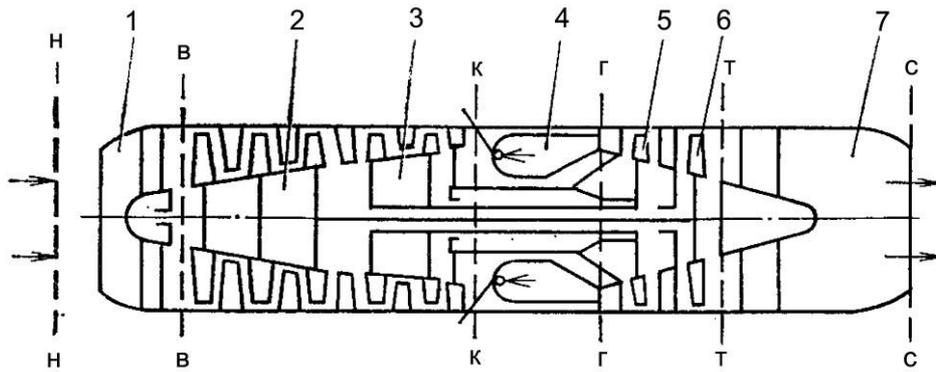


Рис. 1.2. Схема двухвального ТРД:

1 – входное устройство; 2 – компрессор низкого давления; 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания; 5 – турбина высокого давления; 6 – турбина низкого давления; 7 – выходное устройство

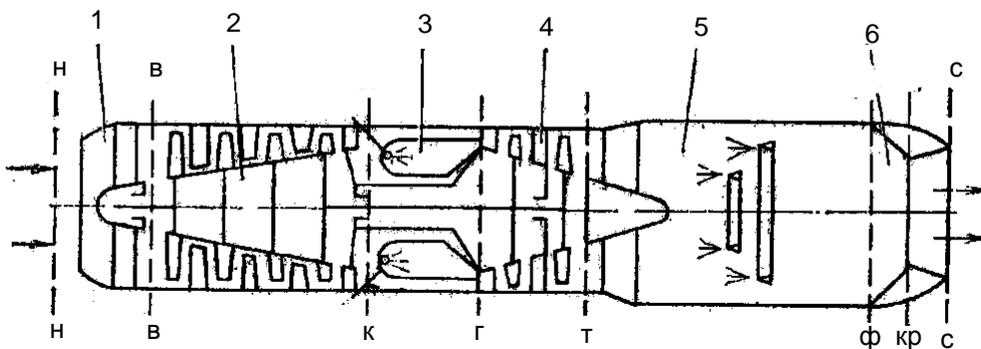


Рис. 1.3. Схема ТРДФ:

1 – входное устройство; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – газовая турбина; 5 – форсажная камера; 6 – выходное устройство

ДТРД – наиболее распространенный тип ГТД в гражданской авиации (рис. 1.4). Конструктивная схема ДТРД также определяется числом роторов. ДТРД со средней степенью двухконтурности ($m = 2-3$) выполняются двухвальными. В ДТРД с большой степенью двухконтурности ($m = 5-8$) применяются как двух-, так и трехвальные схемы. Согласование режимов работы вентилятора и турбины может быть достигнуто постановкой редуктора.

ДТРД является промежуточным типом ГТД между ТРД и ТВД. Увеличение степени двухконтурности приближает их к ТВД. Дальнейшее увеличение степени двухконтурности приводит к двигателям, получившим название турбовентиляторных (ТВВД). Конструктивные схемы таких ГТД подобны схемам двух- или трехвальных ТРДД.

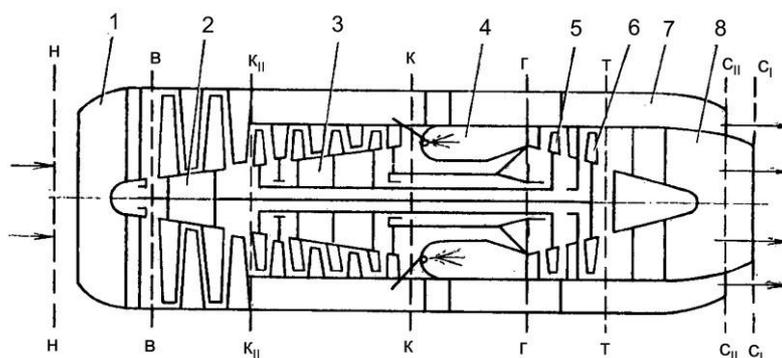


Рис. 1.4. Схема ТРДД:

1 – входное устройство; 2 – компрессор низкого давления (вентилятор); 3 – компрессор высокого давления; 4 – камера сгорания; 5 – турбина высокого давления; 5 – турбина вентилятора; 7 – сопло наружного контура; 8 – сопло внутреннего контура

В схему ТВД, кроме элементов, характерных для всех типов ГТД, входят редуктор и воздушный винт. Расположение последних относительно турбокомпрессора и определяет особенности конструктивных схем этих двигателей. Простейшую конструкцию имеет одновальный ТВД с одним воздушным винтом (рис. 1.5). Передача мощности от турбины к винту осуществляется через встроенный редуктор. Разновидностью одновального ТВД большой мощности (> 4000 кВт) является двигатель с двумя соосными винтами.

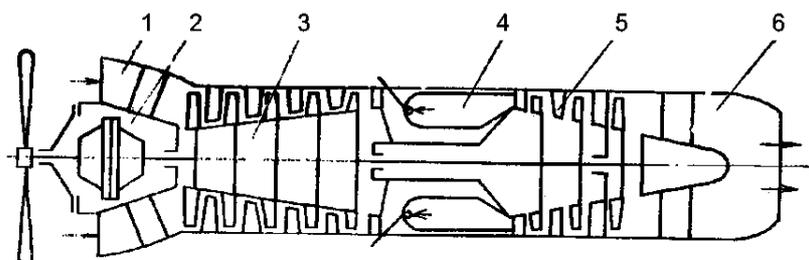


Рис. 1.5. Схема ТВД:

1 – входное устройство; 2 – редуктор; 3 – компрессор; 4 – камера сгорания; 5 – газовая турбина; 6 – выходное устройство

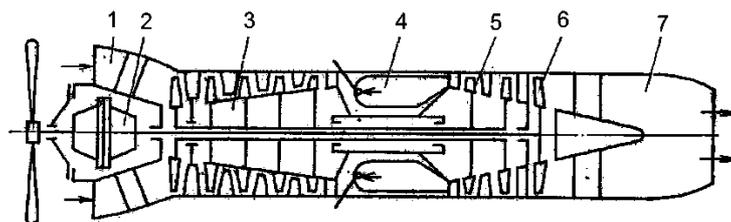


Рис. 1.6. Схема ТВД со свободной турбиной:

1 – входное устройство; 2 – редуктор; 3 – компрессор; 4 – камера сгорания; 5 – турбина компрессора; 6 – свободная турбина; 7 – выходное устройство

Схема турбовального двигателя (ТВлД) со свободной турбиной наиболее широкое применение находит в вертолетных силовых установках. К ее особенностям относится наличие выносного редуктора, приводимого во вращение двумя двигателями. Двигатели со свободной турбиной используются и в маршевой силовой установке самолета (рис. 1.6).

1.2. Силовые схемы роторов газотурбинных двигателей

В современных ГТД имеется от одного до трех механически не связанных между собой роторов. Роторы турбокомпрессоров состоят из рабочих колес компрессора и турбины, соединенных валом. В силовой схеме ротора анализируются количество и место расположения опор, определяемые массой и изгибной жесткостью роторов и обеспечивающие минимальные радиальные зазоры между ротором и статором.

Общей особенностью силовых схем роторов является то, что осевая фиксация каждого ротора в корпусе осуществляется с помощью одного радиально-упорного подшипника. На остальных опорах устанавливаются радиально-опорные подшипники, обеспечивающие возможность осевого перемещения ротора относительно статора. Такая схема исключает стеснение температурных и силовых деформаций при изменении режима работы двигателя. Другая особенность состоит в том, что в опорах применяют обычно подшипники качения.

В зависимости от числа опор различают двух-, трех- и четырехопорные роторы. *Двухопорные роторы* (рис. 1.7) применяются обычно в качестве роторов ВД подъемных двигателей, ВСУ и в других случаях, когда число ступеней у турбины и компрессора, а также расстояния между ними невелики. Роторы турбины и компрессора соединяются в двухопорной схеме жестко. Радиально-упорный подшипник расположен в передней части ротора (в зоне более низких температур). Вторая опора расположена перед или за турбиной.

Схема трехопорных роторов (рис. 1.8) получила более широкое распространение. Ротор компрессора установлен на два, а ротор турбины – на один подшипник (вторым своим концом он опирается на ротор компрессора). Радиально-упорный подшипник обычно располагается за компрессором. Задняя опора может располагаться как перед, так и за диском турбины.

Четырехопорные роторы (рис. 1.9) применяются при значительном расстоянии между роторами турбины и компрессора и большом числе их ступеней. Каждый ротор располагается на двух опорах с общим для роторов турбины и компрессора шариковым подшипником.

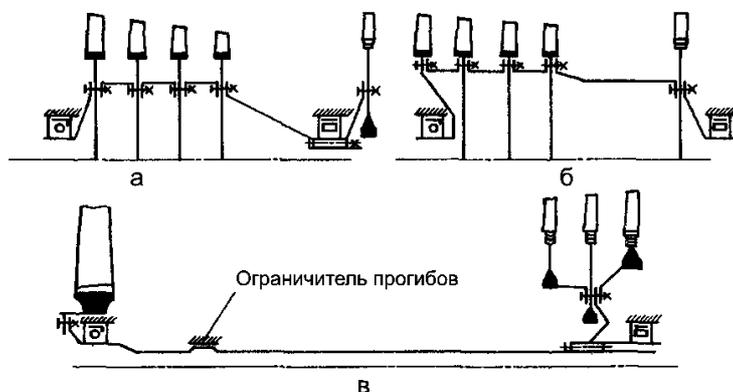


Рис. 1.7. Схемы двухопорных роторов с передним (а) и задним (б, в) расположением подшипника турбины

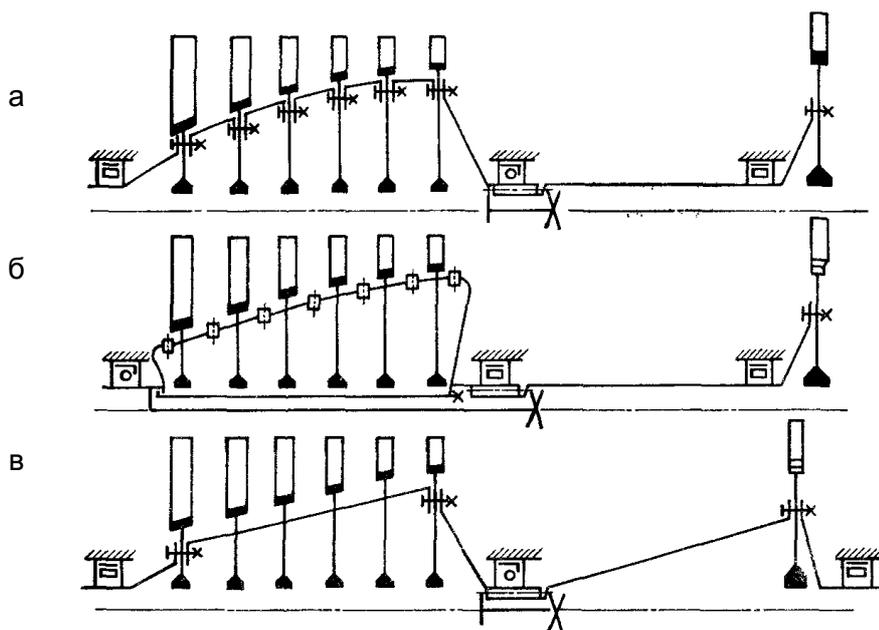


Рис. 1.8. Схемы трехопорных роторов с передним (а, б) и задним (в) расположением подшипника турбины

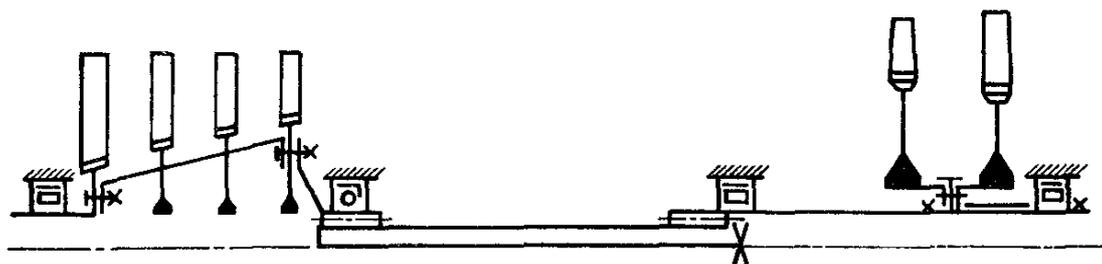


Рис. 1.9. Схема четырехопорного ротора

Силовые схемы двух- и трехвальных ГТД выполняют по рассмотренным выше схемам одновальных двигателей. Ротор ВД обычно двух- или трехпорный, ротор НД – трех- или четырехпорный. Особенностью многовальных ГТД является наличие межвальных подшипников, одна из обойм которых связана с одним, а другая – со вторым ротором.

1.3. Силовые схемы корпусов газотурбинных двигателей

Силовая схема корпуса ГТД представляет собой систему связанных неподвижных узлов, воспринимающую нагрузки, действующие в двигателе, и передающую их через узлы подвески на ВС. Силовой корпус двигателя состоит из нескольких корпусов опор (на которые передаются нагрузки от подшипников роторов), соединенных между собой корпусами компрессора, камеры сгорания, турбины и наружного контура (в ТРДД). К нему присоединяются элементы входного и выходного устройств, а также коробки приводов и агрегаты. Классификация силовых схем корпусов выполняется в зависимости от способов силовой связи между турбиной и компрессором.

Схема с внутренней силовой связью (рис. 1.10, а) характеризуется тем, что соединение корпусов турбины и компрессора осуществляется с помощью внутренней стенки корпуса камеры сгорания. Такая схема применяется при трубчатых камерах сгорания, что обеспечивает возможность их замены в процессе эксплуатации. В настоящее время схема с внутренней силовой связью применяется только в ВСУ.

Схема с внешней силовой связью (рис. 1.10, б) отличается тем, что соединение корпусов компрессора и турбины осуществляется наружным корпусом камеры сгорания. Благодаря большему диаметру наружный корпус оказывается достаточно жестким при сравнительно малой массе. Схема с внешней силовой связью предпочтительна при расположении задней опоры ротора за турбиной.

Схема с двойной силовой связью (рис. 1.10, в, г) отличается наиболее полным использованием несущей способности корпусов камеры сгорания, т. к. корпусы турбины и компрессора соединены как внутренним, так и наружным корпусами камеры сгорания. Схема с двойной силовой связью широко применяется в различных типах ГТД.

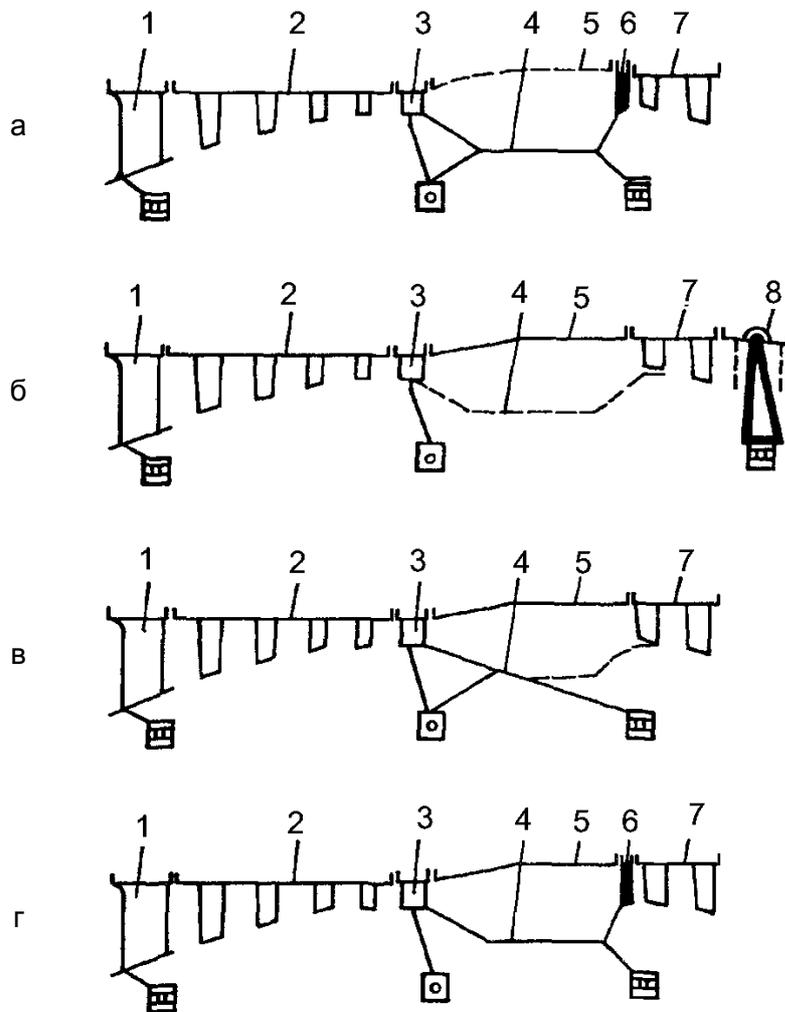


Рис. 1.10. Схемы силовых корпусов ГТД:

а – с внутренней связью, б – с внешней связью, в – с двойной незамкнутой связью, г – с двойной замкнутой связью; 1 – передний корпус компрессора; 2 – корпус направляющих аппаратов компрессора; 3 – задний корпус компрессора; 4 – внутренний корпус камеры сгорания; 5 – наружный корпус камеры сгорания; 6 – радиальные силовые элементы корпуса передней опоры турбины; 7 – корпус турбины; 8 – корпус задней опоры турбины

Силовые схемы ДТРД имеют ряд особенностей, связанных с возможностью использования несущей способности корпусов, образующих наружный контур. В конструкции корпуса ТРДД имеются три силовых контура: внутренний (внутренний корпус камеры сгорания), средний, включающий корпусы КВД, турбины и наружный корпус камеры сгорания, и внешний, образованный корпусом КНД и оболочками наружного контура. Соединение внутренней, средней и внешней частей силовой схемы осуществляется с помощью радиальных силовых элементов, пересекающих проточную часть ГТД. Они являются, как правило, частью корпусов опор.

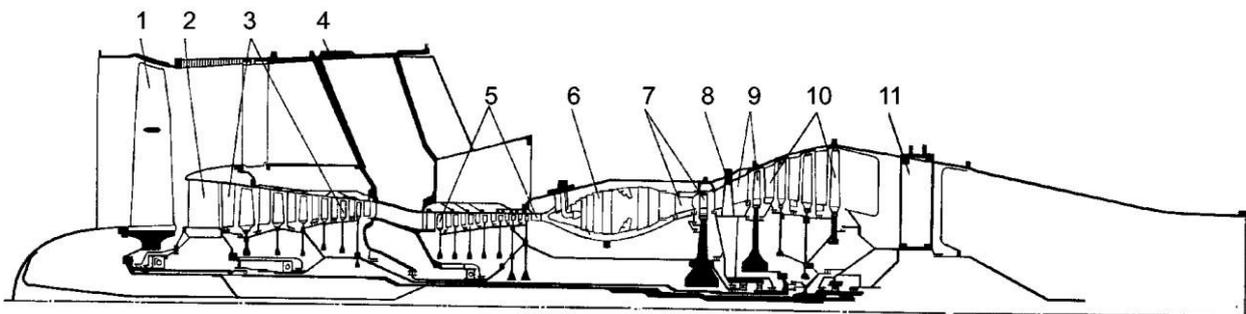


Рис. 1.11. Конструктивная схема трехвального ДТРД:

1 – вентилятор; 2 – передний корпус компрессора; 3 – КСД; 4 – переходный корпус; 5 – КВД; 6 – кольцевая камера сгорания; 7 – ТВД; 8 – стержни корпуса опоры турбины; 9 – ТСД; 10 – турбина вентилятора; 11 – корпус задней опоры турбины

Основу силовой схемы корпуса трехвального ДТРД (рис. 1.11) составляет переходный корпус. Спереди к его наружному фланцу крепится корпус вентилятора, а к внутреннему – корпус передней опоры и КСД. Сзади к переходному корпусу присоединяются корпуса КВД, камеры сгорания и турбины.

1.4. Узлы крепления двигателя к воздушному судну

Подвеска двигателя к ВС осуществляется с помощью специальных узлов, монтируемых на корпусе двигателя, и подмоторных рам, относящихся к конструкции ВС. Узлы крепления двигателя нагружаются силой тяги и другими свободными силами и моментами. В ТВД к ним относятся, прежде всего, моменты, обусловленные реакцией воздушного винта.

Подвеска двигателя на пилоне под крылом допускает быстрый монтаж (демонтаж) двигателя вместе с гондолой. Двигатель крепится к силовой части пилона, как правило, в двух плоскостях. Плоскость, в которой осуществляется передача силы тяги, называется *основной*. Вторая плоскость подвески называется *дополнительной (вспомогательной)*. В обеих плоскостях крепления необходимо обеспечить свободные температурные расширения корпуса ГТД в радиальном направлении, а во вспомогательной плоскости – дополнительно и в осевом направлении.

Основная плоскость подвески обычно располагается как можно ближе к центру масс двигателя, дополнительная – как можно дальше от первой. Такое размещение плоскостей подвески позволяет получить меньшие величины реакций в узлах крепления от инерционных сил и моментов. Желательно также, чтобы расположение узлов подвески вызывало минимальное влияние деформаций

корпуса на радиальные зазоры в компрессоре и турбине. В связи с этим они размещаются на корпусах двигателя, выполненных в виде кольцевых силовых рам.

В ТРД и ТРДД малой и средней степени двухконтурности выполнение этих требований наиболее полно обеспечивается при расположении основной плоскости крепления в районе соединения корпусов компрессора и камеры сгорания, а дополнительной – в плоскости переднего корпуса компрессора или задней опоры турбины.

Двигатели винтовых самолетов крепятся при помощи пространственной стержневой системы, опорных поясов-колец или комбинации балок и стержней. Особенностью этой схемы является наличие мощных амортизаторов для поглощения вибраций двигателя и воздушного винта.

В ТВД основные узлы подвески, как правило, монтируют на лобовом картере. С учетом массы воздушного винта эта плоскость близка к центру масс, кроме того, такое расположение узлов крепления дает возможность разгрузить корпус двигателя от действия силы тяги и реактивного момента винта.

В ТРДД большой степени двухконтурности в наружном контуре создается большая часть тяги, кроме того, наибольшей жесткостью в такой конструкции обладает переходный корпус. Поэтому плоскость основных узлов подвески совмещается с плоскостью переходного корпуса, а дополнительные узлы подвески связаны в этой схеме с корпусом задней опоры двигателя.

В двигателях большой длины (например, в ТРДФ) применяется и третья дополнительная плоскость подвески, располагаемая в задней части форсажной камеры. Как и в любой дополнительной плоскости подвески, в ней должно обеспечиваться свободное температурное расширение корпуса двигателя относительно самолета как в осевом, так и в радиальном направлениях.

Число узлов крепления выбирается минимально необходимым. При размещении узлов крепления необходимо обеспечить свободный доступ к ним для облегчения монтажа и демонтажа двигателя. В ряде случаев предусматривается несколько вариантов крепления двигателя, что расширяет возможность его использования на различных ВС (универсальная подвеска).

Соединение узлов подвески с силовой конструкцией ВС осуществляется обычно с помощью шарниров, обеспечивающих свободные температурные расширения корпуса двигателя и исключающие его нагружение при деформации ВС. В конструкции узлов подвески часто предусматриваются амортизирующие устройства, обеспечивающие виброизоляцию ГТД.

ТЕМА 2. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. Назначение и параметры входных устройств

Входным устройством ГТД называется часть газотурбинной силовой установки ВС, состоящая из воздухозаборника, средств его регулирования и защитных устройств. На ВС входное устройство является частью мотогондолы (устройства для размещения двигателя), т. е. входное устройство ГТД – это часть конструкции ВС, но процесс в нем является составной частью рабочего процесса ГТД.

Входное устройство (диффузор) служит для подвода воздуха к компрессору двигателя в количестве, необходимом для его нормальной работы. Кроме того, в полете диффузор служит для преобразования кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию давления.

Увеличение скоростей полета привело к повышению роли входного устройства. При дозвуковой скорости полета сжатие воздуха происходит в основном в компрессоре, степень повышения давления во входном устройстве невелика. В этом случае главными задачами входного устройства являются подача воздуха в двигатель с малыми потерями и получение на входе в компрессор равномерного поля скоростей и давлений для обеспечения устойчивой работы компрессора.

При сверхзвуковых скоростях полета стало возможным значительное повышение давления воздуха во входном устройстве за счет скоростного напора. При $M_{п} > 4$ повышение давления во входном устройстве настолько велико, что эффективная работа ВРД может быть обеспечена без сжатия воздуха в компрессоре.

Вместе с тем газодинамические процессы в сверхзвуковом диффузоре существенно усложняются и в большей степени влияют на тягу и экономичность ГТД и, что особенно важно, – на устойчивую работу компрессора и двигателя в целом.

К входным устройствам авиационных ГТД предъявляется ряд требований, основными из которых являются:

- малые потери полного давления воздуха в процессе его подвода к компрессору;
- устойчивость процесса течения воздуха при всех условиях полета и режимах работы двигателя;
 - равномерность поля скоростей и давлений на входе в компрессор;
 - минимальное внешнее сопротивление;

– высокая производительность и возможность регулирования расхода воздуха в соответствии с потребностями компрессора;

– минимальные масса, габариты, простота конструкции.

При эксплуатации авиационных ГТД на вход двигателя часто попадают посторонние предметы (мелкие твердые частицы, лед и т. п.), которые приводят к нарушению работоспособности конструкции двигателя. Отсюда следует, что основная задача защитных устройств воздухозаборника – это предотвращение попадания посторонних предметов в двигатель при работе двигателя на стоянке, при рулении и на взлете.

В зависимости от расчетной скорости полета входные устройства современных ВС подразделяются на два основных типа: *дозвуковые* и *сверхзвуковые*.

2.2. Дозвуковые входные устройства

Дозвуковые входные устройства используются при дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях полета. Основным конструктивным элементом входного устройства является воздухозаборник самолета. Характерной особенностью ДВУ является плавное очертание входных кромок воздухозаборника, необходимое для предотвращения срыва потока в условиях несимметричного обдува входного устройства при маневрировании самолета (при косом обдуве).

На малых скоростях полета и при работе двигателя на земле, когда скоростной напор мал или отсутствует, воздух всасывается во входное устройство из атмосферы за счет разрежения, возникающего перед компрессором двигателя. В связи с этим принимаются специальные меры безопасности для людей и обеспечивается чистота площадки вблизи воздухозаборников. Площадь поперечного сечения свободной струи воздуха перед воздухозаборником уменьшается, скорость потока увеличивается, а его температура снижается. Во избежание обледенения входные кромки воздухозаборника делаются обогреваемыми.

На больших скоростях полета воздух во входное устройство поступает вследствие скоростного напора. В этих условиях количество воздуха, притекающего к воздухозаборнику, как правило, превышает потребности двигателя. Поэтому из набегающего потока во входное устройство втекает струя с площадью сечения, меньшей, чем площадь входа воздухозаборника. Перед входом во входное устройство площадь сечения струи увеличивается, а скорость потока в

ней уменьшается. При этом происходит процесс преобразования скоростного напора в давление. Дальнейшее торможение потока происходит в расширяющемся канале входного устройства.

Наивыгоднейшим является режим повышения давления воздуха в свободной струе (вне входного устройства), происходящий без потерь на трение. Для ДВУ такой режим обеспечивается при $V_{вх} = 0,5V_{п}$. При этом около 75 % сжатия воздуха за счет скоростного напора происходит в свободной струе (перед воздухозаборником).

Считается целесообразным использовать простые по конструкции ДВУ и при небольших сверхзвуковых скоростях полета (до $M_{п} = 1,5-1,6$). При обтекании ДВУ сверхзвуковым потоком на некотором расстоянии перед воздухозаборником образуется скачок уплотнения (головная волна), в котором происходит торможение потока и повышение давления воздуха. Центральная часть головной волны представляет собой прямой скачок уплотнения, а по мере удаления от оси диффузора он становится косым, вырождаясь на достаточном удалении от оси в волну слабого возмущения.

2.3. Сверхзвуковые входные устройства

При скорости полета $ВС$, превышающей скорость звука, перед ДВУ образуется прямой скачок уплотнения. Торможение потока на нем сопровождается дополнительными потерями полного давления и ростом внешнего сопротивления входного устройства.

Начиная с $M_{п} = 1,5-1,6$, когда потери полного давления и рост внешнего сопротивления воздухозаборника становятся особенно заметными, на $ВС$ устанавливаются сверхзвуковые входные устройства. Их характерными особенностями являются заостренные входные кромки воздухозаборников и специальная организация торможения потока.

В СВУ торможение набегающего потока осуществляется в системе скачков уплотнения, состоящей из одного или нескольких последовательно расположенных косых скачков и замыкающего прямого скачка. При этом набегающий поток тормозится более плавно и потери полного давления в системе скачков будут меньшими, чем при одном прямом скачке.

Система скачков уплотнения формируется с помощью специально профилированной поверхности, называемой *поверхностью сжатия*. Она выполняется в виде ступенчатого конуса (центрального тела) или клина. При обтекании поверхности сжатия сверхзвуковым потоком у ее изломов образуются скачки уплотнения. В зависимости от расположения косых скачков относительно плоскости входа различают СВУ внешнего, смешанного и внутреннего сжатия (рис. 2.1).

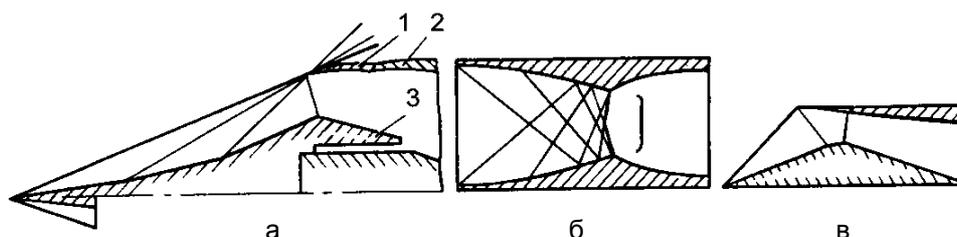


Рис. 2.1. Схемы сверхзвуковых диффузоров:

а – диффузор с внешним сжатием, б – диффузор с внутренним сжатием, в – диффузор со смешанным сжатием; 1 – створка; 2 – внешний обтекатель; 3 – центральное тело

В *СВУ внешнего сжатия* все косые скачки уплотнения расположены перед плоскостью входа во внешнем потоке. В *СВУ смешанного сжатия* часть косых скачков расположена перед плоскостью входа, а другая часть – за плоскостью входа во внутреннем канале. В *СВУ внутреннего сжатия* все скачки уплотнения расположены внутри канала.

СВУ внутреннего сжатия представляет собой канал, по форме напоминающий сопло Лавалья (так называемое «обращенное сопло Лавалья»). В сужающейся сверхзвуковой части канала поток тормозится до скорости, равной скорости звука в горле канала. Торможение продолжается в расширяющейся дозвуковой части канала. СВУ такого типа имеет простую конструкцию, малое внешнее сопротивление и хорошие характеристики на расчетном режиме работы. Однако при отклонении от расчетного режима и при выводе СВУ на этот режим (при «запуске» СВУ) необходимо регулирование площади горла, что требует усложнения конструкции СВУ. В *СВУ смешанного сжатия* воздух сжимается как до, так и после входа, при этом внутренний канал работает, как СВУ внутреннего сжатия.

СВУ смешанного и внутреннего сжатия проходят стадию опытной доводки. В настоящее время нашли практическое применение только СВУ внешнего

сжатия, которые имеют малое лобовое сопротивление, хорошо работают на нерасчетных режимах, просты в регулировании, надежны в эксплуатации. Отличительной особенностью СВУ внешнего сжатия является то, что как только пропадает возмущающее воздействие, течение воздуха вновь становится расчетным. Свойство СВУ автоматически возвращаться к расчетному течению называется *автозапуском*.

Работа сверхзвукового входного устройства внешнего сжатия на расчетных режимах

При обтекании сверхзвуковым потоком поверхности сжатия первый косой скачок отходит от вершины клина под углом α_1 к направлению набегающего потока воздуха. На скачке уплотнения поток поворачивается на угол β_1 , давление в нем скачкообразно увеличивается, а скорость уменьшается, оставаясь сверхзвуковой. При встрече потока с вершиной второй ступени клина образуется второй скачок уплотнения под углом наклона α_2 . На этом скачке происходят очередной поворот потока вдоль поверхности второй ступени клина, уменьшение его скорости и повышение давления в нем. Переход сверхзвукового потока в дозвуковой происходит в замыкающей системе прямом скачке уплотнения. Число M потока перед прямым скачком обычно не превышает 1,4, поэтому интенсивность скачка и обусловленные им потери невелики.

СВУ рассчитывается на определенное число M набегающего потока. Обычно оно выбирается близким к максимальному числу M полета. Количество косых скачков уплотнения, углы установки отдельных ступеней поверхности сжатия и их протяженность подбираются такими, чтобы получить минимальные потери полного давления и сфокусировать косые скачки на передней кромке воздухозаборника. При этом обеспечивается максимальная пропускная способность и минимальное внешнее сопротивление СВУ.

Дальнейшее движение потока происходит во внутреннем канале СВУ. Канал имеет сужающийся и расширяющийся участки. Такая форма проточной части канала позволяет разогнать дозвуковой поток в сужающемся участке до скорости звука, а затем в расширяющемся участке до небольшой сверхзвуковой скорости. Сверхзвуковая зона течения в расширяющемся участке канала огра-

ничивается замыкающим прямым скачком уплотнения. Эта зона защищает систему входных скачков от возмущающих воздействий со стороны двигателя, скорость распространения которых ниже скорости потока в сверхзвуковой области. Размеры СЗЗ зависят от давления воздуха на выходе из канала СВУ. С уменьшением этого давления (при увеличении режима работы двигателя) протяженность СЗЗ и скорость воздуха в ней увеличиваются. Замыкающий скачок перемещается вниз по потоку и становится более интенсивным, что влечет за собой увеличение потерь полного давления. Система же скачков на входе в диффузор при этом не нарушается.

При увеличении противодавления за диффузором (при снижении режима работы двигателя) прямой замыкающий скачок перемещается вверх по потоку, становится менее интенсивным, и протяженность СЗЗ уменьшается, потери полного давления в канале снижаются. При этом, пока сохраняется СЗЗ, система скачков на входе в СВУ также остается неизменной.

Работа сверхзвукового входного устройства внешнего сжатия на нерасчетных режимах

Основными факторами, оказывающими влияние на картину течения на входе и внутри канала СВУ, являются скорость полета самолета и режим работы двигателя. На расчетном режиме работы СВУ расходы воздуха через входное устройство и компрессор двигателя согласованы и за горлом канала СВУ имеется сверхзвуковая защитная зона.

Воздействие режима работы двигателя проявляется через изменение давления на выходе из СВУ. Уменьшение оборотов двигателя всегда сопровождается повышением противодавления и уменьшением протяженности СЗЗ. При определенной степени дросселирования двигателя СЗЗ за горлом канала СВУ исчезает. Повышенное давление на выходе из канала, передаваясь по дозвуковому потоку, разрушает систему скачков на входе в воздухозаборник. Возникает неустойчивый режим работы СВУ (помпаж).

Помпаж представляет собой неустойчивый процесс течения воздуха в канале СВУ, проявляющийся в виде низкочастотных (5–15 Гц) колебаний давления и расхода воздуха. На практике это происходит, когда по каким-либо причинам

фактический расход воздуха через СВУ оказывается больше потребного для двигателя на данном режиме работы. В условиях эксплуатации двигателей помпаж СВУ недопустим.

Увеличение оборотов двигателя всегда сопровождается снижением противодавления и увеличением протяженности СЗЗ, скорости потока в канале СВУ и интенсивности прямого скачка уплотнения, замыкающего СЗЗ. Чрезмерное понижение противодавления будет приводить к отрыву пограничного слоя из-под основания замыкающего скачка и неустойчивой работе СВУ, называемой «зудом». На практике это происходит, когда по каким-либо причинам фактический расход воздуха через СВУ оказывается меньше потребного для двигателя.

«Зуд» представляет собой неустойчивый процесс течения воздуха в канале СВУ, проявляющийся в виде высокочастотных пульсаций потока. Возникающие при «зуде» высокочастотные колебания оказывают неприятное физиологическое воздействие на пилота. Пульсации давления воздуха снижают запас устойчивости компрессора. Но «зуд» менее опасен, чем помпаж, и может допускаться в эксплуатации на некоторых режимах в целях повышения запаса устойчивости по помпажу СВУ.

Таким образом, нерегулируемое СВУ не обеспечивает надежную и эффективную работу двигателя во всем диапазоне его рабочих режимов.

Регулирование сверхзвукового входного устройства

Геометрия СВУ определяется на расчетном режиме, в качестве которого принимают полет ВС на эшелоне (высота ($H_{кр}$) и скорость ($V_{кр}$) крейсерского полета). Все остальные режимы работы СВУ, в том числе при взлете, наборе высоты, снижении и заходе на посадку, являются нерасчетными. Управление работой СВУ на нерасчетных режимах является основной задачей средств его регулирования.

Регулирование СВУ осуществляется для согласования СВУ и компрессора двигателя по расходу воздуха при минимально возможных внешнем сопротивлении, потерях полного давления и достаточных для надежной эксплуатации запасах устойчивости.

Проблема согласования расходов воздуха СВУ и компрессора двигателя возникает при больших скоростях полета ($M > 1,5$). При меньших скоростях полета согласование осуществляется автоматически: либо двигатель «просасы-

вает» через воздухозаборник ровно столько воздуха, сколько необходимо для рабочего процесса, либо лишний воздух может «отвернуть» во внешний поток перед входом в воздухозаборник.

Существует несколько способов регулирования СВУ. Основным способом регулирования осесимметричного СВУ является осевое перемещение центрального тела (конуса). На взлете и в полете с малой скоростью путем перемещения центрального тела внутрь увеличивается площадь проходного сечения на входе в воздухозаборник. Если пропускная способность СВУ остается недостаточной, к компрессору двигателя подводится дополнительное количество воздуха через створки, расположенные за горлом канала СВУ. Для предотвращения помпажа СВУ при больших числах M полета уменьшают проходное сечение путем перемещения центрального тела вперед. Дополнительно излишний воздух может быть выпущен из канала СВУ с помощью створок, открываемых в противоположную сторону.

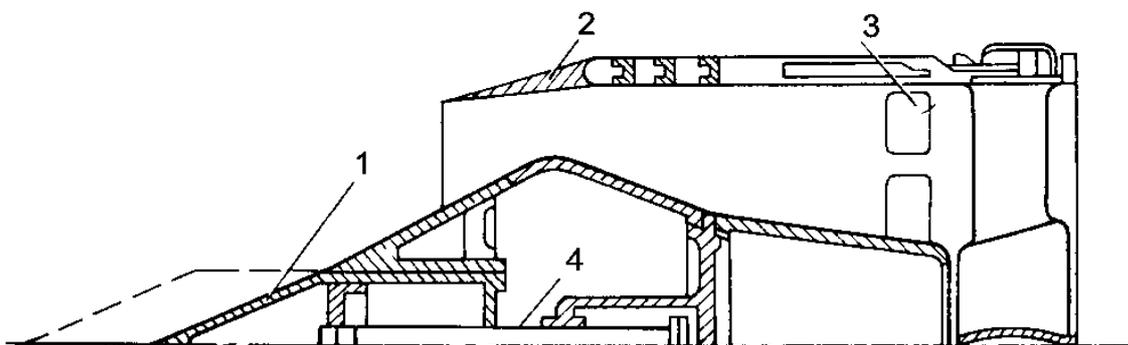


Рис. 2.2. Схема регулируемого СВУ внешнего сжатия:

1 – ступенчатый конус; 2 – внешний обтекатель; 3 – окна; 4 – сервопоршень

Управление подвижными элементами конструкции СВУ осуществляется автоматическими системами. В условиях полета отказы этих систем не исключаются, поэтому пилот обязан периодически контролировать их работу по специальным указателям и на слух. Особое внимание требуется при изменении режима работы двигателя, разгоне, торможении и маневрировании ВС. Учитывая важное значение СВУ для обеспечения устойчивой работы силовой установки в целом, предусматриваются дублирующие системы управления СВУ (ручная, аварийная), которые используют в случае отказа основной автоматической системы.

ТЕМА 3. КОМПРЕССОРЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

3.1. Типы и схемы компрессоров

Компрессор предназначен для повышения давления воздуха и подачи его в камеру сгорания. С точки зрения энергетических преобразований, компрессор ГТД представляет собой лопаточную машину, в которой за счет внешней механической работы осуществляется сжатие воздуха и его осевое перемещение.

Тяга (мощность) и топливная экономичность ГТД, его ресурс и габариты силовой установки в значительной степени зависят от типа и конструктивных особенностей компрессора. В авиационных ГТД нашли применение компрессоры двух основных типов: центробежные и осевые. В *центробежном компрессоре* основное движение воздуха происходит в радиальном направлении, в *осевом компрессоре* – в осевом направлении. Кроме того, иногда применяются *диагональные компрессоры* и комбинированные (*осецентробежные, диагонально-осевые*). Эффективность работы компрессора, уровень его конструктивного совершенства характеризуются следующими параметрами:

1. *Степень повышения давления воздуха* в компрессоре, которая, как правило, определяется по полным параметрам (параметрам торможения):

$$\pi_k^* = \frac{P_2^*}{P_1^*}.$$

В компрессорах современных ГТД π_k^* достигает 25–30 и более. Такие высокие значения π_k^* применяют для улучшения топливной экономичности двигателей.

2. *Массовый секундный расход воздуха* (G_B), определяющий производительность компрессора.

3. *Коэффициент полезного действия* (ξ_k^*), оценивающий газодинамическое совершенство компрессора.

К компрессорам современных авиационных ГТД предъявляется ряд требований, основными из которых являются:

– обеспечение заданных величин G_B и π_k^* при высоких значениях ξ^* на всех режимах работы;

– устойчивая работа в широком диапазоне изменения режимов работы двигателя, скорости и высоты полета;

– малые габариты и вес.

В большей степени этим требованиям отвечают осевые компрессоры, у которых при заданном расходе воздуха габариты и вес меньше, а КПД выше, чем у других типов компрессоров. Этим объясняется их преимущественное применение в современных авиационных ГТД. Центробежные и диагональные компрессоры, простые и компактные, получили достаточно широкое применение в ВСУ. Осецентрированные компрессоры чаще применяют в двигателях вертолетов средних мощностей.

Осевые компрессоры, как правило, являются многоступенчатыми (от 5–6 до 15–17 ступеней), т. к. степень повышения давления в одной ступени ($\pi_{ст}$) составляет 1,2–1,4, потребная же степень повышения давления (π_k) значительно больше.

Процесс сжатия воздуха в многоступенчатом ОК состоит из ряда последовательно протекающих процессов сжатия в его ступенях. Поэтому для пояснения принципа работы многоступенчатого ОК достаточно рассмотреть работу одной ступени.

3.2. Схема и принцип работы ступени осевого компрессора

Рабочими элементами ОК являются чередующиеся между собой в осевом направлении ряды подвижных (рабочих) и неподвижных (направляющих) лопаток. Каждый ряд рабочих лопаток вместе с несущим их элементом ротора (диском или частью барабана) называется *рабочим колесом*, Каждый ряд неподвижных лопаток называется *направляющим аппаратом*. Рабочее колесо вместе с установленным за ним направляющим аппаратом образуют *ступень осевого компрессора*.

На рис. 3.1 показана схема ступени ОК, а на рис. 3.2 – решетки профилей лопаток РК и НА, которые получают, если расечь ступень цилиндрической поверхностью с радиусом r и развернуть полученное сечение на плоскость. Форма профилей лопаток РК и НА выбирается такой, что они образуют расширяющиеся межлопаточные каналы.

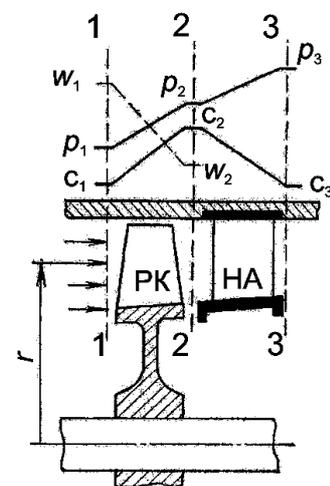


Рис. 3.1. Схема ступени ОК

Воздушный поток воздействует на лопатку РК, заставляющую его изменить направление движения, с аэродинамической силой P . Осевая составляющая этой силы (P_a) воспринимается подшипниками ротора компрессора и передается далее на корпус двигателя и на ВС. Окружная составляющая (P_u) создает момент, направленный против вращения РК. Для его преодоления к ротору ОК прикладывается соответствующий крутящий момент от газовой турбины.

Согласно третьему закону Ньютона, лопатка РК воздействует на воздушный поток с силой $Q = P$, но направленной в противоположную сторону. Ее осевая составляющая (Q_a) проталкивает воздух вдоль проточной части двигателя. В результате на входе в ОК при работе двигателя на земле и при малых скоростях полета создается пониженное давление, обеспечивающее поступление к ОК атмосферного воздуха. Окружная составляющая (Q_u) обеспечивает закрутку потока в сторону вращения РК.

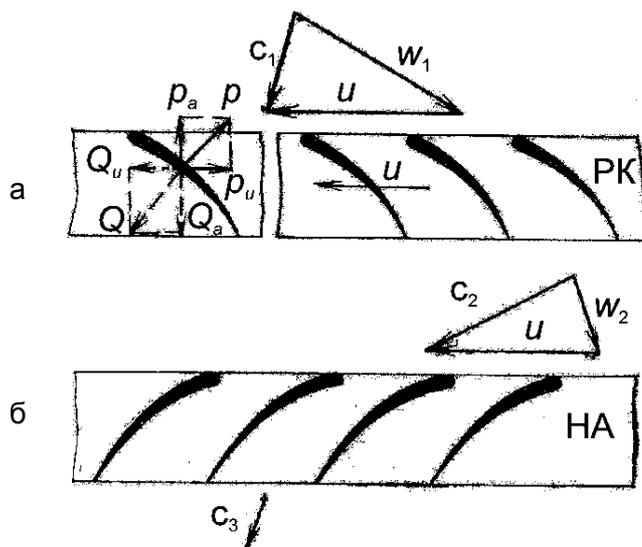


Рис. 3.2. Решетки профилей лопаток РК (а) и НА (б)

В расширяющихся межлопаточных каналах НА абсолютная скорость воздуха уменьшается от C_2 до C_3 , примерно равной C_1 , а давление увеличивается до p_3 . Таким образом, дополнительная кинетическая энергия, сообщенная воздуху в РК, используется в НА для дальнейшего повышения давления. Отношение полного давления воздуха на выходе из ступени к полному давлению на входе в ступень называется степенью повышения давления в ступени:

$$\pi_K^* = \frac{P_3^*}{P_1^*}$$

3.3. Многоступенчатые осевые компрессоры

По мере движения воздуха от ступени к ступени повышаются давление и плотность воздуха, что в соответствии с уравнением расхода (одинакового для всех ступеней) должно сопровождаться уменьшением либо площади кольцевой проточной части компрессора (F), либо осевой составляющей скорости (C_a). В выполненных конструкциях обычно одновременно уменьшаются и F , и C_a . Уменьшение F , сопровождающееся уменьшением длины лопаток, может быть осуществлено с помощью увеличения ее внутреннего диаметра или уменьшения наружного диаметра.

Для обеспечения необходимого угла набегания воздушного потока на лопатки РК первой ступени ОК перед ней устанавливается ВНА, который может быть управляемым.

Основные параметры многоступенчатого ОК связаны с параметрами его ступеней следующими соотношениями:

– степень повышения давления:

$$\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_b^*} = \pi_{ст.1}^* \pi_{ст.2}^* \dots \pi_{ст.z}^*,$$

где z – число ступеней ОК. В современных ГТД $\pi_k = 25$ – 30 и более;

– адиабатный КПД компрессора:

$$\zeta_{ад.к}^* = \frac{L_{ад.к}^*}{L_k},$$

где $L_{ад.к}^*$ – адиабатная работа сжатия воздуха в компрессоре; $L_k = \sum L_{ст}$ – работа вращения вала ОК, равная сумме работ вращения РК всех его ступеней.

3.4. Особенности работы сверхзвуковой ступени осевого компрессора

Одним из требований, предъявляемых к компрессорам авиационных ГТД, являются их малые размеры и вес. Из уравнения расхода $G_b = FC_a\rho$ следует, что для получения ОК малых диаметральных размеров при заданном G_b необходимо увеличить осевую скорость на входе в РК. Для уменьшения длины ОК необходимо увеличить напорность ступеней.

Для получения высоких значений степеней повышения давления в ступенях путем увеличения окружных скоростей при одновременном обеспечении больших G_b с сохранением достаточно высоких КПД применяются сверхзвуковые ступени.

На практике наиболее часто применяется сверхзвуковая ступень, состоящая из сверхзвукового РК и дозвукового НА. Передняя часть профиля лопатки сверхзвукового РК выполняется клиновидной, для того чтобы возникающие скачки уплотнения имели небольшую интенсивность и не выходили за пределы межлопаточных каналов. Передняя часть спинки рабочей лопатки выполняется прямолинейной, совпадающей с направлением скорости W_1 . Канал за прямым скачком должен иметь незначительное расширение во избежание отрыва потока от стенки (уменьшения потерь).

Сверхзвуковой поток в каналах РК превращается в дозвуковой, пройдя через прямой скачок уплотнения (или через систему скачков). Степень повышения давления воздуха в скачке уплотнения ($\pi_{ск}$) определяется отношением давления воздуха после скачка к давлению до скачка.

Постановка сверхзвуковой ступени позволяет увеличить осевую скорость на входе в компрессор до 220–230 м/с. При этом удается значительно уменьшить диаметр и вес двигателя при заданной его тяге. При допустимых по условиям прочности лопаток окружных скоростях, равных 400 м/с, и приемлемых КПД в сверхзвуковой ступени можно получить $\pi_{ст}$ до 2. Кроме того, при постановке первой сверхзвуковой ступени, работающей с большой окружной скоростью, появляется возможность создать следующие за ней дозвуковые ступени с большой напорностью. Это объясняется тем, что воздух за первой ступенью имеет повышенную температуру, соответственно более высокое значение будет иметь скорость распространения звука и при $M_{w1} < 1$ допустимые значения W_1 и U оказываются большими. При этом уменьшаются число ступеней и общий вес компрессора.

3.5. Конструктивные компоновки осевых компрессоров

Конструктивные компоновки ОК зависят от типа ГТД, потребной степени повышения давления, степени двухконтурности и др.

Для ТРД и ТВД небольшой тяги (мощности) с низкими параметрами рабочего процесса применяются однокаскадные ОК с числом ступеней, равным не более 8–10. Проточная часть таких ГТД выполняется с постоянным наружным диаметром, при котором корпус имеет простую в изготовлении цилиндрическую форму, а последние ступени, благодаря возрастанию среднего диаметра, обладают достаточно высокой напорностью.

В ГТД с умеренными и относительно высокими параметрами рабочего процесса применяются двухкаскадные ОК, обладающие повышенными по сравнению с однокаскадными схемами запасами газодинамической устойчивости. Основное применение двухкаскадные ОК получили в ТРДД.

У ТРДД с умеренной степенью двухконтурности ($y = 1-3$) вентилятор и КНД обычно выполняются с одинаковым числом ступеней или КНД снабжается дополнительными (подпорными) ступенями. Характерным элементом конструкции двухкаскадных ОК ТРДД является переходный корпус между КНД и КВД.

Трехкаскадные ОК используют в ТРДД с большой степенью двухконтурности ($y = 4-8$). Вентиляторы таких ТРДД обычно выполняются одноступенчатыми сверхзвуковыми. Подшипники роторов вентилятора, КНД и КВД устанавливаются по одному на каждый ротор. Это позволяет существенно уменьшить осевые габариты ОК и его массу.

Для высоконапорных ОК ТРДД проточная часть КВД обычно профилируется с постоянным наружным диаметром. При такой компоновке лопатки последних ступеней сохраняют достаточную напорность благодаря увеличению среднего диаметра (окружной скорости).

Проточные части вентиляторов ТРДД выполняются по различным схемам, чаще с постоянным внутренним или постоянным средним диаметром, что позволяет уменьшить диаметр массивного переходного корпуса. Для КНД и КСД целесообразно применять проточную часть с постоянным внутренним диаметром либо комбинированную схему проточной части: в первых ступенях с постоянным средним диаметром, а в последних – с постоянным внутренним диаметром.

Роторы осевого компрессора

Ротор включает вращающиеся элементы конструкции: рабочие лопатки, диски (или барабан), на которых закреплены рабочие лопатки, валы или цапфы, которыми ротор опирается через подшипники на корпус. Различают три конструктивных типа роторов: барабанные, дисковые и смешанные (барабано-дисковые) (рис. 3.3).

Достоинством *роторов барабанного типа* является высокая изгибная жесткость, обусловленная большим диаметром барабана, основным недостатком – низкая прочность на разрыв и малая радиальная жесткость, которые резко

ограничивают практическое применение барабанных роторов: их иногда используют в низконапорных ОК малоразмерных ГТД.

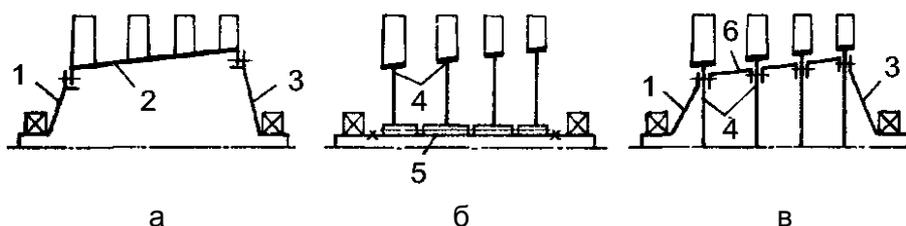


Рис. 3.3. Типы роторов ОК:

а – барабанный, б – дисковый, в – барабанно-дисковый; 1 – передняя цапфа; 2 – барабан; 3 – задняя цапфа; 4 – диски; 5 – вал; 6 – барабанный участок

Достоинством *дисковых роторов* является высокая прочность на разрыв, поэтому они способны работать при больших окружных скоростях. Существенным недостатком является низкая изгибная жесткость, определяемая жесткостью вала относительно небольшого диаметра.

Барабанно-дисковые роторы сочетают в себе достоинства барабанных и дисковых конструкций. Они имеют высокую жесткость во всех направлениях, хорошо сопротивляются действию центробежных сил при больших окружных скоростях. Барабанно-дисковые роторы получили основное применение в современных ГТД. В зависимости от выбранного способа соединения между собой элементов конструкции барабанно-дисковые роторы могут быть разборными и неразборными.

Рабочие лопатки являются главными элементами ротора ОК. В межлопаточных каналах РК происходит преобразование работы вращения ротора в кинетическую энергию движения воздуха и одновременно в потенциальную энергию его давления. Все остальные элементы конструкции ротора служат только для передачи механической энергии к рабочим лопаткам. Рабочая лопатка состоит из профилированной части (пера) и хвостовика, предназначенного для крепления лопатки на диске или барабане. Крепление рабочих лопаток обычно осуществляется с помощью хвостовиков типа «ласточкин хвост», устанавливаемых в продольные пазы ободов дисков. В первых ступенях ОК часто применяется шарнирное крепление лопаток с помощью хвостовиков типа «проушина». Массивные лопатки вентиляторов ДТРД иногда крепятся в продольных пазах ободов дисков с помощью хвостовиков елочного типа.

Для повышения жесткости длинных лопаток вентиляторов ТРДД и демпфирования их колебаний на профильной части лопаток выполняются антивибрационные полки, между которыми в РК осуществляется плотный контакт. В перспективных конструкциях вентиляторов ТРДД рабочие лопатки предполагается применять без полок. Ведутся разработки широких пустотелых лопаток, обладающих достаточно высокой собственной жесткостью. Для демпфирования колебаний предусматривается размещение во внутренних полостях лопаток сотовых заполнителей.

Статоры осевого компрессора

Статор – неподвижная часть ОК, состоящая из направляющих аппаратов, корпуса ОК, корпусов НА, корпусов опор и различных оболочковых конструкций. Конструктивные компоновки статоров различаются по числу отдельно выполненных и соединенных в определенной последовательности корпусов опор и корпусов НА. По этому признаку выделяют *двух-, трех- и многокорпусные статоры* (рис. 3.4).

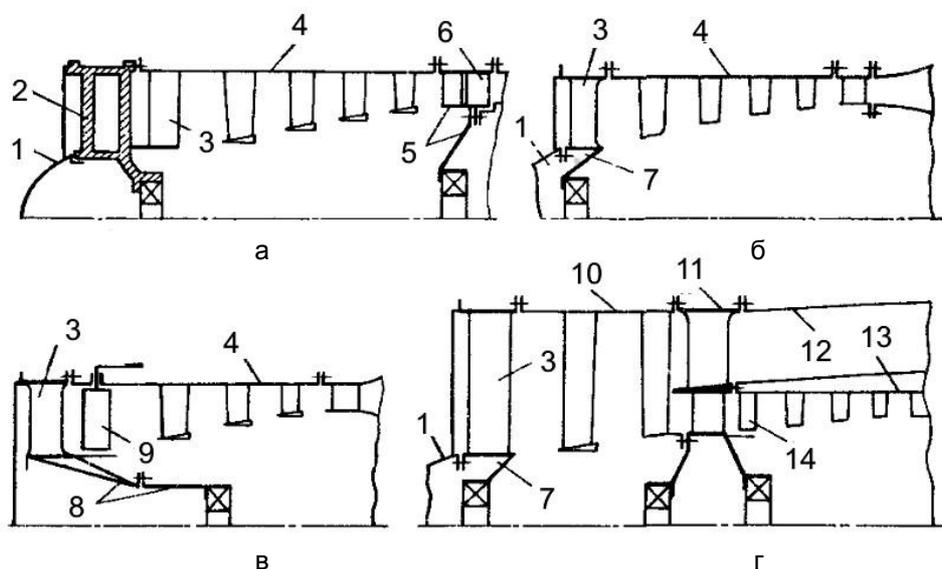


Рис. 3.4. Конструктивные компоновки статоров ОК:

а – трехкорпусный статор, б, в – двухкорпусные статоры, г – четырехкорпусный статор двухкаскадного компрессора ТРДД; 1 – кок двигателя; 2 – корпус передней опоры; 3 – ВНА; 4 – корпус направляющих аппаратов; 5 – корпус задней опоры; 6 – спрямляющий аппарат; 7 – внутреннее кольцо корпуса передней опоры; 8 – внутренние кольцевые элементы корпуса средней опоры; 9 – регулируемый ВНА; 10 – корпус НА КНД; 11 – переходный корпус; 12 – оболочка наружного контура; 13 – корпус НА КВД; 14 – ВНА КВД

В ОК с небольшим числом ступеней, а также в КВД или КСД многих ТРДД применяются двухкорпусные статоры. Статоры такого типа характерны для двигателей, силовые корпуса которых выполнены с внешней силовой связью. Двух- и трехкаскадные ОК ТРДД имеют многокорпусные статоры (четырёх- и пятикорпусные) с объединенными корпусами опор. Роль объединенного корпуса опор в таких статорах обычно выполняет переходный корпус, который является корпусом задней опоры КНД и передней опоры КВД.

Направляющие аппараты устанавливаются за РК для дальнейшего повышения давления воздуха в диффузорных межлопаточных каналах за счет снижения скорости потока в абсолютном движении. НА состоит из направляющих лопаток, закрепленных к наружному и внутреннему бандажным кольцам. Наружные бандажи служат для крепления НА к оболочке корпуса, а внутренние – для повышения жесткости. Иногда внутренние бандажи не применяются, а используются НА консольного типа.

Входные направляющие аппараты устанавливаются перед РК первых ступеней для предварительной закрутки потока обычно по направлению вращения ротора с целью снижения относительной скорости потока в РК. Вентиляторы ТРДД с большой степенью двухконтурности часто применяются без ВНА с целью снижения уровня шума. Лопатки ВНА обычно выполняются с обогреваемыми входными кромками, во внутренние полости которых подводится горячий воздух от последних ступеней ОК для предотвращения обледенения.

3.6. Неустойчивая работа осевых компрессоров (помпаж)

При снижении расхода воздуха ниже определенной величины работа ОК становится неустойчивой и возникает явление, называемое *помпажом*.

При помпаже появляются сильные низкочастотные колебания давления и скорости воздуха в ОК и прилегающих к нему элементах двигателя. Пульсация потока вызывает вибрации лопаток ОК и тряску двигателя, что может привести к поломкам ОК и всей силовой установки. Внешними проявлениями помпажа являются периодические сильные хлопки, резкое повышение температуры газов и снижение оборотов двигателя вплоть до срыва и затухания пламени в камере сгорания и самовыключения двигателя. Помпаж ОК в эксплуатации недопустим.

Исследования показывают, что первостепенную роль в появлении помпажа играют срывы потока воздуха с лопаток ОК, возникающие при малых G_B . Срывы потока с лопаток возникают и при больших G_B , однако влияние срывов на работу ОК в этих двух случаях различно.

Уменьшение G_B приводит к такому изменению скорости потока, при котором углы атаки лопаток РК и НА увеличиваются. Возникает срыв потока со спинок лопаток первых ступеней ОК. Вместе с тем поток воздуха в силу инерции стремится оторваться от спинки лопатки, что способствует образованию и развитию вихревых областей. Эти области проникают внутрь ОК, заполняя его проточную часть. Происходит периодически повторяющаяся «закупорка» проточной части ОК вихревыми областями. Через эти области воздух из-за ОК периодически прорывается в сторону входа. В результате возникают автоколебания воздушного столба, приводящие к неустойчивой работе ОК.

При увеличении G_B (по сравнению с расчетным) угол атаки лопаток РК уменьшается и затем становится отрицательным. Это приводит к срыву потока с корыта лопаток, но при этом поток силами инерции прижимается к лопаткам. В результате срывные области у корыта лопаток не могут развиваться и носят местный характер, как правило, не нарушающий устойчивой работы ОК.

В многоступенчатом ОК помпаж вначале возникает в одной или нескольких ступенях, но появление неустойчивой работы одной ступени вызывает колебания параметров во всей проточной части, и помпаж охватывает весь ОК. Ступенью, в которой в первую очередь возникает помпаж, будет та, в которой ранее всех появляется развитый срыв со спинок лопаток при малых G_B через эту ступень. При уменьшении π_k происходит снижение C_a (и G_B) через первые ступени, а при повышении π_k – через последние.

Уменьшение π_k может происходить в результате снижения оборотов ротора ОК и повышения температуры на входе T_1^* , т. е. в результате уменьшения $n_{пр}$. Следовательно, помпаж на первых ступенях ОК может возникнуть при снижении оборотов, повышении температуры наружного воздуха и скорости полета.

Увеличение π_k происходит при повышении оборотов и снижении T_1 , т. е. в результате повышения $n_{пр}$. Следовательно, помпаж на последних ступенях ОК может возникнуть при $n > n_{расч}$, малых T_n и малых V_n .

Помпаж, возникающий при малых $n_{пр}$ на первых ступенях, называется *нижним помпажом*, а при больших $n_{пр}$ – *верхним помпажом*. Возникновение верхне-

го помпажа в ОК наблюдается редко, в то время как при малых $n_{пр}$ устойчивая работа большинства ОК без специальных средств регулирования невозможна.

Возникновению помпажа способствует нарушение равномерности потока на входе в ОК из-за его отрыва или турбулизации во входном устройстве двигателя, вызываемых эксплуатационными, конструктивными или технологическими причинами (острые кромки, различные стойки, значительные вмятины, забоины, обледенение входного канала и т. п.). Неравномерность поля скоростей перед ОК может быть следствием значительных углов между набегающим потоком и осью входного устройства при больших углах атаки самолета, а также в результате попадания на вход ОК выхлопной струи от двигателей другого близко летящего самолета.

Всякое искажение расчетного распределения скоростей на входе в ОК независимо от причин, его вызвавших, существенно сужает диапазон устойчивой работы ОК, и это необходимо учитывать в процессе эксплуатации.

3.7. Способы регулирования осевых компрессоров

Регулирование ОК ГТД производится с целью обеспечения их устойчивой работы на всех эксплуатационных режимах и получения максимально возможных величин π_k^* и ξ_k^* на основных рабочих режимах. Поскольку отрицательные явления в работе ОК связаны со срывом потока со спинки лопатки, то основной задачей регулирования ОК является получение на всех рабочих режимах расчетных или близких к ним углов атаки потока на лопатки. Эта задача в современных ОК решается следующими способами:

1. *Перепуск воздуха* из одной или нескольких средних ступеней ОК в атмосферу (или во внешний контур ТРДД). Для предотвращения или устранения помпажа в первых ступенях ОК необходимо увеличить осевую скорость, т. е. увеличить расход воздуха через эти ступени. Это достигается открытием перепускных окон. При соответствующем количестве выпускаемого воздуха можно получить расчетное натекание воздуха на лопатки РК. При этом $\pi_{ст}$ и $\xi_{ст}$ ступеней, расположенных до окон перепуска, возрастут. Увеличение плотности воздуха, поступающего в ступени ОК, расположенные за окнами перепуска, приведет к уменьшению осевых скоростей в них; треугольники скоростей в последних

ступенях приблизятся к расчетным. В результате $\pi_{ст}$ и $\xi_{ст}$ последних ступеней также возрастут. Таким образом, перепуск воздуха на пониженных $n_{пр}$ обеспечивает увеличение запаса устойчивости ОК, повышение напорности всех ступеней и повышение их КПД. Однако следует иметь в виду, что несмотря на улучшение работы ОК перепуск воздуха в атмосферу приводит к снижению тяги двигателя и ухудшению его экономичности. При перепуске воздуха в наружный контур двигателя и использовании этого воздуха для создания тяги эффективность такого способа регулирования ОК увеличивается.

2. *Поворот лопаток НА* позволяет непосредственно изменять углы натекания в различных ступенях ОК. На практике поворотные НА устанавливаются в первых и последних ступенях, где углы натекания при работе ОК в различных условиях изменяются в большей степени. Для управления углами натекания потока на лопатки РК первой ступени производится увеличение предварительной закрутки потока в сторону вращения РК путем поворота лопаток ВНА в направлении уменьшения установочных углов. Последние ступени ОК на пониженных $n_{пр}$ работают, как известно, при малых углах натекания. Их увеличение до оптимального значения достигается поворотом лопаток НА предыдущих ступеней на увеличение установочных углов (на уменьшение предварительной закрутки потока).

Для обеспечения устойчивой работы ОК современных ГТД поворот лопаток НА применяется совместно с перепуском воздуха, имея в виду, что помпаж в ОК возникает при определенных приведенных, а не физических оборотах, управление клапанами перепуска воздуха и поворотом лопаток НА производится по приведенным оборотам.

3. *Применение многокаскадных ОК.* Каскадом ОК называется группа его ступеней, приводимая во вращение отдельной ступенью или группой ступеней турбины. ОК современных ГТД могут иметь два или три последовательно расположенных каскада.

На расчетном режиме работа многокаскадного ОК принципиально не отличается от работы обычного одновального ОК. На нерасчетных режимах многокаскадный ОК имеет некоторые особенности. Прежде всего, отдельные каскады многокаскадного ОК низконапорны, т. е. степень повышения давления в каждом из них ниже суммарной:

$$\pi_k = \pi_{\text{КНД}} \pi_{\text{КВД}}$$

Известно, что ОК с $\pi_k < 4$ работают устойчиво во всем диапазоне рабочих режимов. Кроме того, многокаскадная конструктивная схема ОК обеспечивает способность ГТД к так называемому *саморегулированию*.

Идея саморегулирования сводится к следующему. В передних ступенях углы натекания при снижении оборотов возрастают, что приводит к увеличению аэродинамических нагрузок на лопатки, т. е. к «затяжелению» ступеней. Последние ступени вследствие уменьшения углов натекания в этих условиях «облегчаются». Если указанные группы ступеней выделить в отдельные каскады, «облегчение» и «затяжеление» ступеней приведет к изменению частоты их вращения. Обороты ротора первого каскада (n_1) несколько уменьшатся, а обороты ротора второго каскада (n_2) несколько возрастут. Уменьшение n_1 приводит к снижению углов натекания, а увеличение n_2 – к росту углов натекания. В обоих случаях изменение углов натекания происходит в направлении их оптимальных значений. Это повышает запас устойчивости и КПД ОК на пониженных режимах работы. Способность ГТД самопроизвольно (за счет «затяжеления» или «облегчения» ступеней) поддерживать близким к оптимальному режим течения в каскадах ОК и представляет собой свойство саморегулирования.

3.8. Центробежные компрессоры

По сравнению с ОК центробежный компрессор имеет значительно более простую конструкцию, низкую стоимость производства и более широкий диапазон устойчивых режимов. Существенными недостатками центробежного компрессора являются большие диаметральные размеры, большая масса, а также относительно низкий КПД при больших расходах воздуха по сравнению с ОК. При малых расходах воздуха длина лопаток ОК оказывается настолько маленькой, что резко возрастает влияние радиальных технологических зазоров, которые мало зависят от размеров компрессоров. Из-за увеличения роли потерь, связанных с перетеканием воздуха в этих зазорах, КПД ОК резко падает. Поэтому в ГТД для некоторых легких ВС, где радиальные размеры и масса компрессора не имеют большого значения, а расход воздуха мал, находят применение центробежные компрессоры.

Основными элементами центробежного компрессора являются входной направляющий аппарат, рабочее колесо (крыльчатка), лопаточный диффузор и выходной патрубок (рис. 3.5).

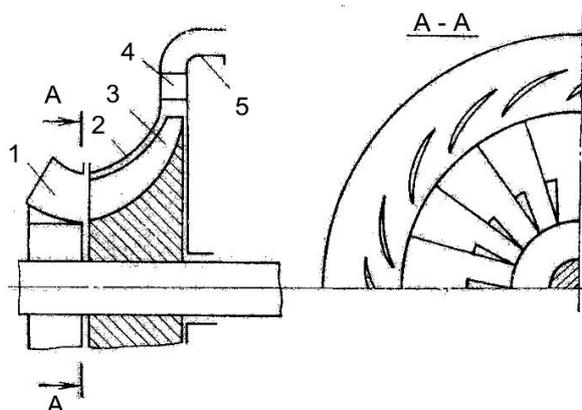


Рис. 3.5. Схема центробежного компрессора:

- 1 – входной патрубок; 2 – корпус; 3 – крыльчатка; 4 – лопаточный диффузор;
5 – выходной патрубок

Входной патрубок обеспечивает подвод воздуха к крыльчатке. Для обеспечения плавного входа потока в крыльчатку в патрубке устанавливаются кольцевые направляющие. Вход в патрубок защищен сеткой, предотвращающей попадание в компрессор посторонних предметов. Непосредственно перед крыльчаткой в патрубке устанавливается неподвижный направляющий аппарат, обеспечивающий предварительную закрутку воздуха перед подачей его на крыльчатку.

Крыльчатка представляет собой диск с радиальными лопатками. Входные кромки лопаток загибаются в сторону вращения по направлению относительной скорости потока на входе в крыльчатку. Отогнутые кромки лопаток крыльчатки образуют так называемый вращающийся направляющий аппарат. Лопатки совместно со стенками диска и корпуса компрессора образуют расширяющиеся каналы.

Лопаточный диффузор представляет собой расположенную по диаметру крыльчатки кольцевую полость, разделенную неподвижными лопатками на ряд расширяющихся криволинейных каналов. Выходными патрубками диффузор соединен с камерой сгорания.

По принципу работы центробежные и осевые компрессоры имеют много общего. Лопатки крыльчатки, вовлекая воздух, находящийся в компрессоре, во вращательное движение, передают ему тем самым внешнюю энергию. Под

действием центробежных сил воздух перемещается к периферии крыльчатки. В результате на входе в компрессор создается разрежение, обеспечивающее непрерывное поступление воздуха. При движении воздуха в расширяющихся межлопаточных каналах крыльчатки его давление увеличивается. Это происходит как вследствие работы центробежных сил, так и за счет уменьшения относительной скорости.

Вместе с тем в результате сообщения воздуху окружной скорости абсолютная скорость его движения увеличивается. Таким образом, в крыльчатке происходит повышение давления воздуха и увеличение его кинетической энергии. В межлопаточных каналах диффузора кинетическая энергия воздуха частично преобразуется в энергию давления. Из диффузора по расширяющимся выходным патрубкам воздух поступает в камеру сгорания.

Степень повышения давления воздуха в центробежном компрессоре оказывается выше, чем в ступени ОК (вплоть до 5). Это объясняется большими значениями допустимых окружных скоростей для крыльчаток центробежных компрессоров, что обеспечивает возможность передачи воздуху большой внешней энергии и ее последующего преобразования в давление.

3.9. Комбинированные компрессоры

Применение ОК в ГТД малых мощностей неэффективно, т. к. при небольших расходах воздуха лопатки последних ступеней ОК получаются слишком короткими, что приводит к существенным потерям энергии на непроизводительное перетекание воздуха в радиальных зазорах. Для обеспечения достаточно высоких π_k^* в ОК таких ГТД за осевыми ступенями последовательно устанавливается заключительная центробежная ступень, которая удовлетворительно работает при малых расходах воздуха и может дать от 40 до 75 % общей работы сжатия. Выполненные по данной схеме комбинированные компрессоры называются *осецентробежными*.

Стремление хотя бы частично устранить недостатки центробежного компрессора и сохранить его положительные качества привело к созданию *диагональных ступеней*, занимающих по принципу работы и параметрам промежуточное положение между центробежными и осевыми ступенями. В РК диагональной ступени сжатие воздуха происходит как от действия центробежных сил, так и за счет

уменьшения относительной скорости в расширяющихся межлопаточных каналах. Существенное сжатие воздуха в РК позволяет уменьшить степень его торможения и связанные с этим потери в диффузоре, который фактически приобретает функции НА осевой ступени. Это обстоятельство обусловило целесообразность применения диагонально-осевого компрессора с первой диагональной ступенью и последующими осевыми. Такой компрессор обеспечивает достаточно высокую степень повышения давления при небольшом общем числе ступеней.

В связи с сохраняющейся тенденцией дальнейшего повышения π_k^* и соответствующим увеличением количества ступеней ОК считается целесообразным в перспективных двигателях заменить несколько малоэффективных последних осевых ступеней с очень короткими лопатками и одной центробежной ступенью. Таким образом, область практического использования осецентрированных компрессоров будет существенно расширяться.

3.10. Характерные неисправности осевых компрессоров

Наибольшее число неисправностей ОК связано с попаданием в двигатель посторонних предметов. Камни, птицы, крупный град, куски льда с ВПП или РД могут вызвать локальные забоины и вмятины на деталях проточной части или даже полное разрушение (обрыв) рабочих лопаток с последующими вторичными разрушениями элементов по всему тракту двигателя. Забоины, вмятины приводят к нарушению расчетной формы проточной части ОК, что сопровождается падением его КПД, увеличением удельного расхода топлива и температуры газов перед турбиной. Искажение геометрии поврежденных лопаток вызывает разбалансировку ротора и повышение уровня вибраций двигателя.

Распространенной неисправностью вентиляторов ТРДД является расстыковка рабочих лопаток по антивибрационным полкам в результате их деформации от ударов посторонними предметами или износа поверхностей контакта полок. Эта неисправность сопровождается увеличением уровня вибронгруженности лопаток из-за утраты полками своих демпфирующих свойств и снижения жесткости рабочего колеса.

Попадание в двигатель вместе с воздухом большого количества песка и пыли приводит к интенсивному эрозионному износу лопаток ОК, ухудшающему их аэродинамические и прочностные характеристики.

Наличие в атмосферном воздухе влажных частиц глины, речного ила и других вязких компонентов может постепенно вызвать сильное загрязнение проточной части ОК, которое существенно ухудшает параметры двигателя.

Атмосферный воздух некоторых районов содержит химически активные вещества (соли морской воды или солончаковой пыли), которые являются причиной коррозии деталей ОК, особенно лопаток последних ступеней, где коррозия активизирована повышенными температурами.

Значительное число неисправностей деталей ОК имеет усталостный характер. Усталостные трещины в рабочих лопатках и дисках возникают в результате увеличения вибрационных нагрузок и снижения прочностных свойств материалов под влиянием факторов, рассмотренных выше.

ТЕМА 4. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

4.1. Конструктивные схемы основных камер сгорания

По конструктивному выполнению КС делятся на индивидуальные, кольцевые и трубчато-кольцевые. Основными конструктивными элементами КС являются жаровая труба (одна или несколько) и корпус (рис. 4.1).

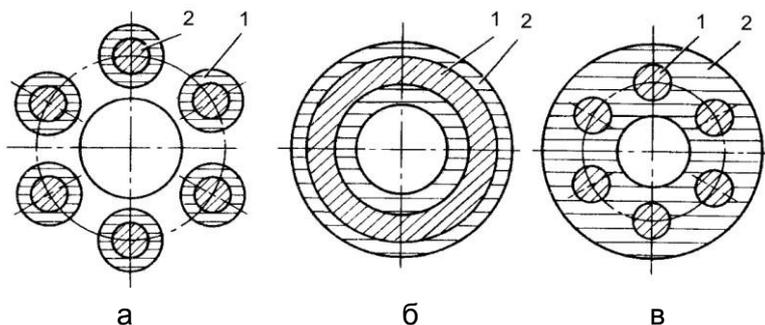


Рис. 4.1. Схемы КС:

а – трубчатая (индивидуальная), б – кольцевая, в – трубчато-кольцевая; 1 – жаровое пространство; 2 – пространство, занимаемое вторичным воздухом

Индивидуальные (трубчатые) КС применялись на первых ТРД с центробежным компрессором. Каждая КС ТРД состоит из одной жаровой трубы, заключенной в индивидуальный корпус. В комплект двигателя входит 6–10 КС, расположенных равномерно вокруг среднего корпуса двигателя. Преимущества

данной схемы заключаются в хорошей производственной, эксплуатационной и ремонтной технологичности (легкость экспериментальной доводки КС при ее разработке, простота сборки, возможность замены в условиях эксплуатации). Недостатками являются увеличение габаритов двигателя из-за плохого использования пространства между отдельными КС, большой вес комплекта КС, большая неравномерность поля температур газа на выходе. В современных ГТД индивидуальные камеры сгорания почти не находят применения.

Кольцевая КС имеет одну общую жаровую трубу кольцевого сечения, расположенную в кольцевом пространстве, образованном наружным и внутренним корпусами, применяется на двигателях с ОК. Корпусы КС входят в силовую схему двигателя. Такая КС компактна, обеспечивает хорошую равномерность потока на входе в турбину, надежно работает в широком диапазоне параметров поступающего в нее воздуха. Недостатками кольцевой КС являются трудность экспериментальной доводки из-за больших расходов газа, невозможность замены поврежденной КС без разборки двигателя.

Трубчато-кольцевая КС выполняется в виде отдельных жаровых труб, заключенных в общий кожух, придающий жесткость всей конструкции. Такая КС является промежуточным типом между трубчатыми и кольцевыми КС, сочетает их достоинства и поэтому получила широкое применение. Преимуществами трубчато-кольцевой КС являются относительная легкость экспериментальной доводки, компактность и достаточная жесткость конструкции. В то же время такие КС имеют несколько больший вес по сравнению с кольцевыми КС.

4.2. Организация процесса горения в основных камерах сгорания

Условия организации процесса горения в основных КС имеют следующие особенности. Во-первых, допустимая температура газов на выходе из КС, ограничиваемая прочностью турбины, составляет для современных двигателей 1400–1600 К. Для снижения температуры продуктов сгорания до этих значений в КС необходимо подавать значительно больше теоретически необходимого количества воздуха. Величина коэффициента избытка воздуха при этом будет составлять $\alpha = 2,5-4$. Горение однородной горючей смеси при таком ее обеднении невозможно. Во-вторых, скорость потока воздуха на выходе из ОК существенно превышает скорость горения. Без принятия специальных мер для торможения потока пламя, возникшее в КС, будет выноситься за ее пределы.

С учетом этих особенностей процесс горения организуется не во всем объеме КС, а в определенной зоне, называемой *зоной горения*. Кроме того, обеспечивается разделение всего потока воздуха, поступающего в КС, на *первичный* ($G_{в1}$), подаваемый в зону горения, и *вторичный* ($G_{в2}$), используемый для понижения температуры продуктов сгорания до уровня, допустимого по условиям работы турбины, и стабилизация пламени посредством организации вихревого движения воздуха в зоне горения.

Указанные принципы организации процесса горения реализуются с помощью определенных конструктивных мероприятий. Передняя часть корпуса КС выполняется расширяющейся. В ней скорость воздуха, поступающего из ОК, снижается от 120–150 до 50–80 м/с. В головке жаровой трубы устанавливается топливная форсунка и завихритель, обычно лопаточного типа. Зона горения организуется в передней трети жаровой трубы, непосредственно у топливной форсунки. Первичный воздух поступает в зону горения через завихритель. За счет гидравлического сопротивления скорость потока снижается до значения, меньшего, чем скорость горения. Величина $G_{в1}$ выбирается из условия обеспечения в зоне горения значения $\alpha = 0,8–0,9$ и составляет 25–35 % расхода воздуха через двигатель. Скорость горения за счет этого достигает максимума, температура в зоне горения достигает 2300–2500 К, что обеспечивает быстрое и достаточно полное сгорание топлива. Вторичный воздух, обтекая жаровую трубу снаружи, поступает внутрь через задние ряды отверстий. Здесь он подмешивается к продуктам сгорания и понижает их температуру до требуемой.

4.3. Организация процесса горения в форсажных камерах сгорания

При сжигании топлива в основной КС расходуется не более 25–35 % кислорода, поступающего в двигатель с воздухом. Оставшийся кислород может быть использован для сжигания дополнительного топлива в форсажной камере, расположенной за турбиной перед реактивным соплом. Это позволяет увеличить температуру газа и, следовательно, скорость его истечения, обеспечивая существенный прирост тяги двигателя.

Условия организации процесса горения в ФК имеют свои особенности. Газ, поступающий в ФК после расширения в турбине, имеет температуру, равную

1100–1200 К, что облегчает процесс подготовки ТВС и ее воспламенение. Поток газа на входе в ФК имеет скорость до 300 м/с, поэтому задача стабилизации фронта пламени является здесь более трудной, чем в основной КС.

Для снижения скорости потока на входе в ФК устанавливается диффузор, в котором скорость газа снижается до 150–200 м/с. Температура продуктов сгорания в ФК достигает 2100 К. Среднее значение коэффициента α в ФК составляет 1,1–1,7, следовательно, нет необходимости выделения в ней специальной зоны горения. Вместе с тем повышаются требования к равномерному распределению топлива по сечению ФК в целях вовлечения в процесс горения всего оставшегося кислорода. Эта задача решается путем установки в ФК нескольких топливных коллекторов с большим количеством форсунок.

Для создания зон обратных токов в ФК непосредственно за топливным коллектором установлены стабилизаторы пламени. Они выполнены в виде колец или радиально расположенных полос V-образного сечения.

Впрыскивание топлива форсунками осуществляется против потока, что способствует его хорошему распыливанию и перемешиванию с газом. Топливо, попадающее на стабилизатор, стекает с его кромок в зону обратных токов, образуя область обогащенной смеси. Здесь создаются наиболее благоприятные условия для воспламенения смеси и ее горения. Области выгорания смеси за стабилизаторами объединяются в одну зону горения, занимающую весь объем ФК. Вследствие больших скоростей потока в ФК и ее ограниченной длины окончательное догорание топлива происходит обычно за пределами выходного устройства двигателя. Это приводит к появлению факела пламени на выходе из сопла, особенно заметного во время ночных полетов. Отсветы этого пламени на остеклении фонаря могут быть ошибочно приняты пилотом за признаки пожара в двигателе.

Первичное воспламенение в ФК обеспечивается с помощью специальных устройств. Они представляют собой небольшие отдельные КС. Для образования ТВС в этих устройствах используется воздух, отбираемый за ОК. Воспламенение происходит от электрической свечи. Продукты сгорания в виде мощного факела пламени направляются в зону обогащенной смеси за стабилизаторами пламени и поджигают ее. В дальнейшем воспламенитель отключается либо продолжает работать, обеспечивая дежурный факел пламени в ФК, повышающий надежность ее работы.

4.4. Способы снижения эмиссии вредных веществ

Отдельные компоненты продуктов сгорания авиационных топлив токсичны, загрязняют окружающую среду, способствуют образованию фотохимического смога, отрицательно действуют на человека. К таким компонентам относятся оксиды азота (NO_x), серы (SO_x), углерода (CO), сернистые соединения (H_2S), углеводороды (CH) и дым (частички сажи). Количественно наличие отдельных выбросов оценивается в граммах загрязняющего вещества, приходящегося на 1 кг сгоревшего топлива. К наиболее химически активным выбросам относятся соединения серы (SO_2 , SO_3), которые во взаимодействии с водяными парами образуют серную кислоту. Самое радикальное средство борьбы с образованием сернистых соединений – снижение содержания серы в самом топливе.

Эмиссия оксидов азота (NO_x) резко увеличивается при повышении температуры, давления газа и времени пребывания смеси в зоне высоких температур. Проблема образования оксидов азота особенно обострилась в последнее время в связи с ростом параметров рабочего процесса авиационных ГТД.

Выбросы оксидов углерода (CO) и углеводородов (CH) интенсифицируются на режимах малой мощности ГТД, когда вследствие понижения температуры и давления в КС, а также ухудшения качества и равномерности распыливания топлива уменьшается полнота сгорания. Для снижения уровня токсичности выбросов авиационных ГТД применяют следующие меры:

1. Использование многогорелочных фронтальных устройств с форсунками воздушного распыла. Такая КС обладает низким уровнем выбросов вследствие невысокой температуры в зоне горения и малого времени пребывания ТВС в ней (1–2 мс вместо обычных 4–6 мс).
2. Применение двухзонных КС с последовательным расположением зон и предварительным смешением топлива и воздуха. При этом на режиме малой мощности работает только первая зона, куда поступает ТВС, подготовленная в предварительной камере смешения. При увеличении режима работы топливо начинает поступать в основную зону. Такое последовательное расположение зон горения позволяет использовать зону малой мощности на повышенных режимах как дежурную и увеличить избыток воздуха в основной зоне. Это приводит к уменьшению температуры и времени сгорания смеси в основной зоне и снижению эмиссии NO_x .

3. Применение двухъярусных КС, в которых, как и в двухзонных, сгорание ТВС оптимизировано на крайних по мощности режимах: на малых нагрузках работает только внешний контур, а при увеличении режима работают обе зоны.

4.5. Характерные неисправности камер сгорания

К основным неисправностям КС, обнаруживаемым в эксплуатации, относятся прогары, коробления и трещины. Причинами появления этих неисправностей являются возникновение нерасчетных повреждающих факторов и отклонения в технологии изготовления и сборки узла.

Возникновению нерасчетных повреждений способствует нагарообразование, появление которого свидетельствует о неполном сгорании топлива и несовершенстве организации процесса горения в данной камере. Отложение нагара на торцах форсунок искажает фронт пламени и поле температур. Это приводит к прогарам или перегреву и короблению стенок жаровой трубы, что еще более искажает структуру газового потока.

Образование нагара на стенке жаровой трубы приводит к изоляции стенки от охлаждающего воздуха, местному повышению температуры и короблению (потере устойчивости) данного участка жаровой трубы.

К короблению и последующему трещинообразованию стенок жаровой трубы приводит применение нестандартного или загрязненного топлива. В этом случае частичное засорение отдельных форсунок приводит к резкому перераспределению подаваемого в КС топлива и искажению структуры газового потока. К аналогичным результатам приводит попытка повторного запуска двигателя после неудачного без предварительной холодной прокрутки и продувки газоздушного тракта. Несмотря на наличие дренажного клапана, соединяющего нижнюю полость камеры с системой дренажа, загорание остатков топлива на стенках камеры при повторном запуске может привести к перегреву и короблению камеры.

Другим распространенным дефектом КС, обнаруживаемым при эксплуатационном периодическом осмотре внутренних полостей, является трещинообразование. Основная причина появления трещин – значительный температурный градиент, например, на кромках отверстий подвода вторичного воздуха, в местах стыка горячей и относительно холодной оболочек. Появлению таких тре-

щин способствуют отклонения в геометрии деталей или технологии их изготовления и сборки: чрезмерно острые кромки отверстий, остаточные напряжения после сварки, перекосы и несоосности при монтаже.

ТЕМА 5. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

5.1. Типы и схемы газовых турбин

Газовой турбиной называется лопаточная машина, преобразующая энергию газового потока в механическую работу, используемую в ГТД для привода ОК, вспомогательных агрегатов и воздушного винта (в ТВД). ГТ – важнейший узел двигателя, определяющий его ресурс и надежность работы, поэтому к ней предъявляются жесткие требования.

ГТ должна иметь возможно больший КПД, который для выполненных конструкций составляет 0,85–0,93, что обеспечивается оптимальным выбором числа ступеней и параметров газа, тщательной профилировкой лопаток СА и РК, уменьшением перетекания газа через радиальные зазоры.

Необходимая мощность ГТ при наименьшей массе и габаритах достигается увеличением температуры газа перед ГТ до 1400–1600 К и увеличением теплоперепада, срабатываемого на одной ступени ГТ. Высокая надежность ГТ и большой ресурс обеспечиваются применением жаропрочных и жаростойких материалов и снижением температуры наиболее нагретых деталей за счет эффективного охлаждения. ГТ должна быть простой в ремонте, т. к. стоимость ГТ составляет 25–30 % от стоимости двигателя.

Газовые турбины классифицируются в зависимости от направления движения газового потока, количества ступеней и каскадов, а также способов использования теплоперепада и подвода газа к РК.

По направлению движения потока различают осевые и радиальные (центростремительные) турбины. В *осевых ГТ* поток движется в основном вдоль оси ГТ, в *радиальных* – практически перпендикулярно к ней. Осевые ГТ используются практически во всех типах ГТД. Радиальные ГТ применяют при малых расходах газа. В этом случае их КПД может превышать КПД осевых ГТ.

По числу каскадов различают одно-, двух- и трехкаскадные ГТ. *Однокаскадными* в настоящее время являются в основном турбины ГТД небольшой тяги (мощности), а также ВСУ. Большинство ГТ современных ГТД – *двухкаскадные*. В некоторых ТРДД применяют трехкаскадные схемы.

Иногда используются *парциальные* ГТ, где газовый поток подводится к СА в некоторой части окружности. Однако КПД такой ГТ меньше, и применяют их в авиационных ГТД в тех случаях, когда существенно улучшаются другие характеристики (компоновочные, массовые и др.).

В конструктивном отношении осевая ГТ имеет много общего с ОК. Она состоит из ротора и статора. Главными элементами ротора являются рабочие лопатки, воздействуя на которые поток газа заставляет вращаться ротор ГТ и механически связанные с ним узлы двигателя. Главными элементами статора являются лопатки сопловых аппаратов, неподвижно закрепленные в корпусе.

По схеме преобразования энергии ГТ обратна ОК. Поступающий на ГТ предварительно сжатый и нагретый газ в СА расширяется, его скорость увеличивается. Кинетическая энергия, полученная в СА, преобразуется в РК в механическую работу вращения вала ГТ.

Осевые ГТ, как и ОК, могут выполняться одно-, двух- и многоступенчатыми. Число ступеней определяется назначением и конструктивной схемой ГТ, величиной располагаемого теплоперепада и нагрузкой на ступень. Различают многоступенчатые ГТ со ступенями давления (реактивные) и со ступенями скорости (активные). В авиационных ГТД нашли применение многоступенчатые ГТ со ступенями давления. Процессы преобразования энергии потока в каждой ступени многоступенчатой ГТ подобны, поэтому принцип работы ГТ можно рассмотреть на примере отдельно взятой ступени.

5.2. Схема и принцип работы ступени осевой газовой турбины

Ступень ГТ состоит из СА и расположенного за ним РК (рис. 5.1). Лопатки СА образуют криволинейные сужающиеся каналы (сопла). Это обеспечивает предварительный разгон потока газа перед подачей его на РК. В процессе разгона потенциальная энергия потока частично преобразуется в кинетическую, при этом давление и температура газа снижаются. На выходе из СА абсолютная скорость потока больше, чем на входе: $C_2 > C_1$.

Лопатки РК перемещаются относительно корпуса с окружной скоростью U . Относительная скорость потока на входе в РК ($W_2 = C_2 - U$) должна быть направлена по касательной к входному элементу профиля лопатки РК.

Сопла ГТ всегда наклонены под некоторым углом к плоскости вращения РК, и выходные сечения сопловых каналов не перпендикулярны к их осям. Таким образом, на выходе каждого соплового канала образуется «косой срез», позволяющий при сверхкритическом перепаде давлений получить скорость истечения из сопловых каналов, превышающую скорость звука.

В зависимости от характера течения газа в межлопаточных каналах РК различают активные и реактивные ступени ГТ. В *реактивной ступени* каналы РК делают сужающимися. В них продолжается разгон потока, что увеличивает его воздействие (реакцию) на рабочие лопатки. При этом относительная скорость потока в РК увеличивается до $W_3 > W_2$, а температура и давление дополнительно снижаются.

В *активной ступени* межлопаточные каналы РК имеют постоянную площадь проходного сечения, поэтому температура, давление и относительная скорость потока в них не изменяются, т. е. расширение газа до давления за ступенью осуществляется только в СА. Активные ГТ применяют только для привода маломощных агрегатов.

Рабочие лопатки в активных и реактивных ступенях образуют каналы криволинейной формы (рис. 5.2). Под воздействием стенок каналов поток изменяет направление своего движения. Стремясь в силу инерции сохранить направление движения, поток оказывает воздействие на лопатки в виде сил давления, больших на вогнутых и меньших на выпуклых поверхностях лопаток. Результирующая этих сил может быть разложена на две составляющие: окружную (P_u) и осевую (P_a). Окружная составляющая (P_u) всех лопаток (называемая в данном случае *активной силой*) образует момент относительно оси РК, приводящий РК во вращение. Осевая составляющая (P_a) воспринимается упорным подшипником опоры ротора двигателя.

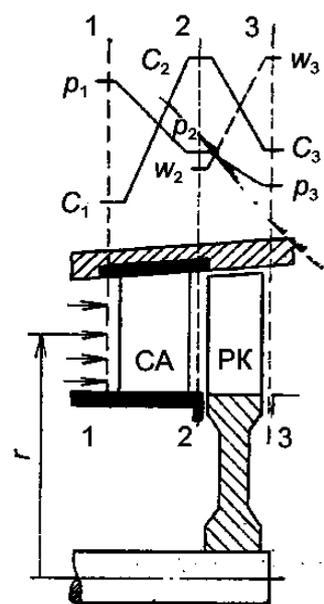


Рис. 5.1. Схема ступени ГТ

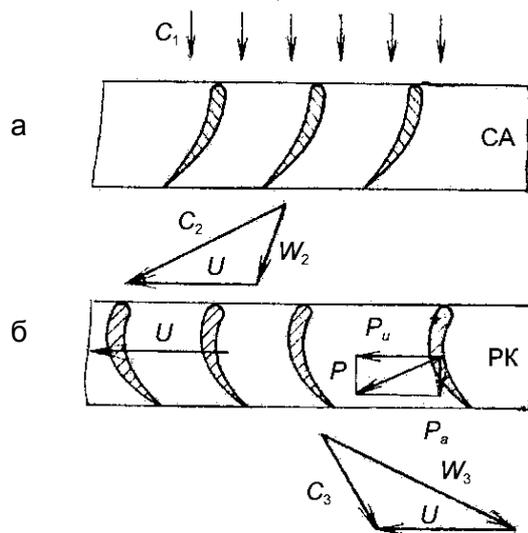


Рис. 5.2. Решетки профилей лопаток СА и РК

Межлопаточные каналы РК реактивной ступени имеют конфузурную форму. В них происходит дальнейшее расширение газа, преобразование потенциальной энергии потока в кинетическую, вследствие чего возрастает относительная скорость газа: $W_3 > W_2$. Вследствие ускорения потока возникает сила реакции, направленная в сторону, противоположную движению газа. Т. к. активная сила и сила реакции струи совершают работу вращения РК, кинетическая энергия потока при этом уменьшается и абсолютная скорость газа на выходе из РК меньше, чем на входе: $C_3 < C_2$. Направление скорости C_3 стремятся получить близким к осевому.

Работа, совершаемая 1 кг газа при вращении РК турбины, определяется так же, как и для ОК:

$$L_{ст} = U \Delta W_u,$$

где $\Delta W_u = W_{2u} + W_{1u}$ – закрутка потока в РК.

Работа газа на валу ступени ГТ характеризуется следующими параметрами:

1. *Степень расширения газа в ступени* ($\pi_{ст}$) – отношение полного давления на входе в ступень к полному давлению за ступенью:

$$\pi_{ст} = \frac{P_1^*}{P_3^*}.$$

Для авиационных ГТД $\pi_{ст}^* = 1,6-3$.

2. *Адиабатная работа расширения* ($L_{ад.ст}^*$) – теоретически возможная работа расширения газа при отсутствии теплообмена:

$$L_{\text{ад.ст}}^* = \frac{kRT_1^* \left(1 - \pi_{\text{ст}}^{*\frac{k-1}{k}} \right)}{k-1}.$$

Увеличение $L_{\text{ад.ст}}^*$ может быть достигнуто за счет повышения температуры (T_1^*) и степени понижения давления ($\pi_{\text{ст}}^*$). $L_{\text{ад.ст}}^*$ расходуется на вращение вала ступени, разгон потока и преодоление гидравлических сопротивлений:

$$L_{\text{ад.ст}}^* = L_{\text{ст}} + L_{\text{тр}} + \frac{(W_3^2 - W_1^2)}{2}.$$

3. *Адиабатный КПД ступени* ($\xi_{\text{ад.ст}}^*$) – отношение полезной работы газа в ступени к адиабатной работе расширения:

$$\xi_{\text{ад.ст}}^* = \frac{L_{\text{ст}}}{L_{\text{ад.ст}}^*}.$$

Адиабатный КПД используется для оценки уровня гидравлических потерь в ступени. Для современных ГТ $\xi_{\text{ад.ст}}^* = 0,9-0,92$.

5.3. Многоступенчатые газовые турбины

При использовании ГТ для привода ОК ТРД эффективная работа ОК и ГТ примерно равны. В современных ТРД ОК имеют $\pi_{\text{к}} > 6$. Для привода таких ОК оказывается достаточным двухступенчатой ГТ, имея в виду, что газ в ГТ расширяется не полностью (расширение продолжается в реактивном сопле). В ТВД газ в турбине расширяется до атмосферного давления, поэтому в ТВД требуется от 3 до 6 ступеней ГТ. Примерно такое же число ступеней имеют и турбины ТРДД. Работа многоступенчатых газовых турбин характеризуется следующими параметрами:

1. *Степень расширения газа в газовой турбине:*

$$\pi_{\text{Г}}^* = \frac{P_3^*}{P_4}.$$

Общая степень расширения газа в многоступенчатой ГТ равна произведению $\pi_{\text{ст}}^*$ в отдельных ступенях.

2. *Работа на валу турбины:*

$$L_T = L_{ст.1} + L_{ст.2} + \dots + L_{ст.z}.$$

3. *Адиабатный КПД* многоступенчатой ГТ больше, чем $\xi_{ад.ст}^*$ за счет так называемого «возврата теплоты» (теплота, выделяющаяся при трении, подводится к газу). В ГТ, в отличие от ОК, эта теплота при дальнейшем расширении снова превращается в полезную работу как в той ступени, в которой была затрачена работа на трение, так и в следующих ступенях. В результате $L_{ад.т} > \Sigma L_{ад.ст}$. Для многоступенчатых ГТ современных ГТД $\xi_{ад.т} = 0,92-0,94$.

5.4. Конструктивные компоновки осевых газовых турбин

Конструктивные компоновки ГТ определяются формой проточной части, а также числом ступеней и каскадов. Проточная часть многоступенчатой ГТ в соответствии с уравнением неразрывности должна быть расширяющейся и может быть выполнена при постоянных среднем, наружном или внутреннем диаметрах ступеней. Каждая из этих схем проточной части ГТ имеет свои достоинства и недостатки.

В первой схеме работа турбины распределяется между ступенями практически поровну и взаимная компоновка ступеней является наилучшей.

Во второй схеме из-за уменьшения среднего диаметра величина срабатываемого теплоперепада снижается от первой ступени к последней, однако упрощается технология изготовления корпуса ГТ и его компоновка с выходным устройством. Применение схемы с постоянным внутренним диаметром позволяет получить минимальное количество ступеней ГТ и наименьшую длину лопаток последних ступеней. В реальных конструкциях учет указанных факторов приводит к применению комбинированных схем проточной части.

Силовая схема ГТ составляет часть общей силовой схемы двигателя, и ее особенности определяются числом и расположением опор роторов ГТ. Так, например, в двухвальном ГТД ротор турбины ВД имеет обычно один подшипник, который может располагаться как перед дисками, так и за дисками ГТ (оба варианта имеют свои достоинства и недостатки). Ротор ТНД при этом одно- или двухопорный; в последнем случае одна из опор размещается за дисками, а вторая – внутри ротора ВД (межвальная опора). Конструкция с межвальной опорой позволяет упростить силовую схему корпуса, но возникают трудности с обеспечением смазки и охлаждения подшипника.

Роторы осевых газовых турбин

Основными элементами конструкции роторов ГТ являются рабочие лопатки, диски и валы. В межлопаточных каналах, образуемых рабочими лопатками, осуществляется преобразование энергии газового потока. Диски служат для размещения лопаток и воспринимают нагрузки, возникающие при вращении ротора. Валы обеспечивают передачу крутящего момента к ОК или редуктору, а также служат для размещения подшипников, через которые производится передача нагрузок на корпус двигателя.

Ввиду больших по сравнению с ОК уровней действующих температур и нагрузок в конструкции роторов ГТ не применяется барабанная схема. Основными видами силовых схем являются дисковая, в которой крутящий момент с каждого диска передается на вал ГТ, и барабанно-дисковая, где передача крутящего момента осуществляется через барабанные участки, выполненные заодно с диском или в виде отдельных деталей.

Рабочая лопатка – одна из наиболее ответственных и напряженных деталей ГТД. Ее основными элементами являются перо (профилированная часть) и хвостовик, обеспечивающий крепление рабочей лопатки к диску. Исключительное распространение в ГТ получил хвостовик елочного типа, что объясняется прежде всего рациональным использованием материала в соединении лопатки и диска. Это дает возможность обеспечить передачу значительных нагрузок при относительно небольших размерах хвостовика и разместить необходимое количество лопаток.

Рабочие лопатки современных ГТ имеют в концевой части пера бандажные полки, которые способствуют повышению вибропрочности и уменьшению перетекания газа через радиальные зазоры. Существует два основных способа полочного бандажирования: кольцевое, когда объединяются в кольцо все лопатки РК, и попарное, когда две соседние лопатки устанавливаются в один паз диска и прижимаются друг к другу при вращении изгибающимися моментами.

Статоры осевых газовых турбин

Основными элементами конструкции статоров ГТ являются сопловые лопатки, корпуса СА, предназначенные для размещения сопловых лопаток, и корпуса опор, обеспечивающие силовую связь между корпусами подшипников и наружным корпусом ГТД. В задней части ГТ располагается обтекатель диска

турбины (стекатель). В зависимости от наличия или отсутствия связи сопловых лопаток между собой различают соответственно рамные и консольные конструкции СА (консольная схема применяется относительно редко).

Корпусы СА представляют собой тонкостенные оболочки с фланцами в местах монтажных и технологических раъемов (продольных или поперечных). В большинстве случаев применяют поперечные разъемы с кольцевыми фланцами, существенно повышающими жесткость корпусов.

5.5. Охлаждение газовых турбин

При использовании углеводородного топлива может быть получена температура, равная 2500–2800 К. В то же время турбинные лопатки из материалов на основе никеля и кобальта могут работать при температуре не выше 1250 К. Обеспечить работоспособность деталей турбины при больших температурах можно только с помощью охлаждения.

Охлаждению в различной степени подвергаются практически все детали ГТ. Основной тип системы охлаждения современных турбин – открытая воздушная система: для отвода тепла используется воздух, отбираемый от ОК и выпускаемый затем в проточную часть ГТ. Эта система относительно проста и надежна, но следует иметь в виду, что с ростом температуры газа увеличивается потребный расход охлаждающего воздуха и, следовательно, эффективность системы охлаждения снижается.

Существует два основных способа воздушного охлаждения: внутреннее конвективное и заградительное. Наиболее широко *конвективное охлаждение* применяется в рабочих и сопловых лопатках ГТ. К ним относятся лопатки с различными вариантами внутренних каналов. Интенсификация охлаждения и повышение его равномерности достигается оптимизацией расположения каналов, организацией направленного движения воздуха в них (с помощью дефлекторов или петлевого движения воздуха), увеличением поверхности теплообмена (применением оребрения), турбулизацией потока (в лопатках штырькового типа) и т. д.

Конвективное охлаждение применяется и в других элементах ГТ. Так, в конструкции ротора вращающиеся дефлекторы образуют вместе с диском каналы для охлаждающего воздуха, а в конструкции статора между корпусом и проточной частью ГТ создаются полости, продуваемые охлаждающим воздухом.

Более эффективным является *заградительное воздушное охлаждение*, обеспечивающее уменьшение теплоподвода к детали от горячего газа. Наиболее распространенным типом заградительного охлаждения является пленочное, когда между охлаждаемой деталью и газовым потоком создается пелена охлаждающего воздуха. Применение комбинированного конвективно-пленочного охлаждения позволяет обеспечить работоспособность лопаток ГТ при температуре газа, равной 1550–1650 К.

Дальнейшим развитием пленочного охлаждения является *проникающее (пористое) охлаждение*. Воздух, проходя через пористую оболочку лопатки (поры или системы отверстий), отбирает от нее тепло и создает вокруг лопатки защитный слой. Эффективность такого охлаждения может быть в 1,5–1,6 раза выше, чем при конвективном способе (температура газа может быть увеличена до 1650–1750 К).

В настоящее время ведутся интенсивные разработки других типов систем охлаждения. К ним относятся закрытые системы, в которых охладитель циркулирует по замкнутому контуру, отбирая тепло от нагретых деталей и отдавая его в радиаторе. При использовании закрытых систем за счет резкого возрастания коэффициента теплоотдачи температура газа может быть доведена до 1900–2000 К и выше. Однако эксплуатационная надежность таких систем пока недостаточна для их использования на серийных ГТД.

Анализ систем охлаждения показывает, что их применение ведет не только к усложнению конструкции ГТД, но и требует дополнительных затрат энергии на их функционирование. Очевидно, что использование того или иного способа охлаждения можно считать оправданным только в том случае, когда выигрыш за счет повышения температуры газа существенно перекрывает появляющиеся при этом энергетические затраты.

5.6. Характерные неисправности газовых турбин

Характерным для турбинных лопаток является термоциклическое нагружение и возможность перегрева, что снижает сопротивление лопаток не только динамическим, но и статическим нагрузкам. В этом случае обрывы лопаток носят следы пластической деформации.

Большинство поломок рабочих лопаток имеет усталостный характер и связано с переменными напряжениями, возникающими при колебаниях. При интенсивных колебаниях возможны растрескивание и усталостные разрушения хвостовиков лопаток.

Разрушение бандажированных лопаток часто связано с уменьшением в процессе наработки натяга по бандажным полкам и возникновением износа и наклепа из-за появления зазора между ними.

Одной из причин возникновения неисправностей лопаток ГТ в процессе эксплуатации является газовая коррозия, обусловленная наличием в продуктах сгорания химически активных соединений.

Наиболее опасным видом повреждений ГТ является возникновение трещин и разрушение дисков. Такие разрушения не локализуются в пределах корпуса двигателя. Основная причина появления трещин – малоцикловая усталость, возникающая при повторных запусках и остановках двигателя.

ТЕМА 6. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

6.1. Назначение, принцип работы и основные параметры

Выходные устройства ГТД выполняют следующие функции:

- преобразование потенциальной энергии газового потока, выходящего из ГТ, в кинетическую. Эту функцию выполняют РС;
- изменение направления вектора тяги. Эту функцию выполняют РУ и девиаторы тяги;
 - эффективное смещение потоков наружного и внутреннего контуров ТРДД;
- разделение затурбинного потока на ряд отдельных струй. Эту функцию выполняют глушители шума.

Количество узлов, входящих в состав выходного устройства, зависит от типа ГТД и его конструктивных особенностей. Основными элементами выходных устройств ТРД и ТРДД являются реактивные сопла (регулируемые или нерегулируемые). Эти двигатели могут иметь также смесители потоков (ТРДД), реверсивные устройства, девиаторы тяги и шумоглушители. Выходное устройство

ТВД состоит обычно из выхлопного патрубка и в случае необходимости удлинительной трубы.

Основным требованием, предъявляемым к выходным устройствам, является наиболее полное преобразование потенциальной энергии газа в кинетическую с минимальными гидравлическими потерями. Вместе с тем выходное устройство должно иметь высокую надежность, простую конструкцию и малую массу.

Основным элементом выходного устройства является реактивное сопло. В зависимости от схемы РС выходные устройства делятся на *дозвуковые* и *сверхзвуковые*. Выбор схемы РС для конкретного ГТД определяется *располагаемой степенью понижения давления газа* ($\pi_{с.р}$). Она представляет собой отношение полного давления газа (p_4^*) перед соплом к статическому давлению (p_n) в окружающей атмосфере:

$$\pi_{с.р} = \frac{p_4^*}{p_n}$$

Величина $\pi_{с.р}$ зависит от скорости полета, расчетных параметров двигателя и режима его работы. В диапазоне дозвуковых скоростей полета $\pi_{с.р}$ изменяется от 2–3 (в стартовых условиях) до 6–8. При больших сверхзвуковых скоростях полета величина $\pi_{с.р}$ может быть более 20.

6.2. Дозвуковые реактивные сопла

Характерной особенностью дозвукового выходного устройства является сужающееся (дозвуковое) реактивное сопло. Проточная часть дозвукового сопла обычно имеет коническую форму. Площадь выходного сечения сужающегося сопла является его критическим сечением. Эта площадь может быть постоянной либо изменяться с помощью шарнирно подвешенных створок.

Основными конструктивными элементами сужающегося РС являются наружная стенка, обтекатель диска турбины (стекатель), обтекаемые стойки и реактивный насадок (рис. 6.1). Реактивный насадок выполняют легкоъемным. Его выходной диаметр подбирают при отладке двигателя на заводе-изготовителе. Для облегчения подбора насадки выполняются с различными диаметрами, отличающимися на 2–3 мм. Постановка насадки с меньшим диаметром приводит к повышению тяги ТРД за счет роста температуры газа перед ГТ и выходной скорости C_c .

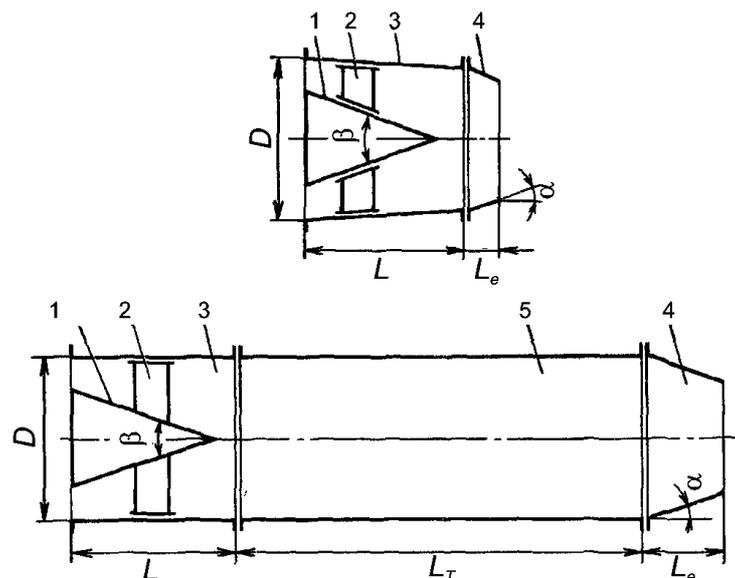


Рис. 6.1. Принципиальные схемы сужающихся нерегулируемых сопел:

а – обычное реактивное сопло, б – реактивное сопло с удлинительной трубой;
 α – угол сужения сопла (10–12°); β – угол при вершине конуса обтекателя (35–50°);
 1 – внутренний конус-обтекатель диска турбины; 2 – стойка; 3 – наружная стенка;
 4 – реактивный насадок; 5 – удлинительная труба

Степень понижения давления газа в РС (π_c) представляет собой отношение полного давления газа перед соплом (p_4^*) к статическому давлению в выходном сечении сопла (p_c), т. е.

$$\pi_c = \frac{p_4^*}{p_c}$$

Величина π_c в сужающихся соплах не превышает критического значения

$$\pi_{кр} = \left(\frac{n+1}{2} \right)^{\frac{n}{n-1}}$$

На нефорсированных режимах работы ГТД $\pi_{кр} = 1,85$. Именно поэтому сужающиеся РС применяются в ГТД на ВС, скорость полета которых остается дозвуковой или незначительно превышает скорость звука.

Потери энергии потока газа в дозвуковом РС оцениваются с помощью коэффициента скорости сопла (φ_c), который представляет собой отношение действительной скорости истечения (C_c) к адиабатной скорости ($C_{с.ад}$):

$$\varphi_c = \frac{C_c}{C_{с.ад}}$$

Коэффициент φ_c позволяет комплексно учесть потери в РС за счет трения и неравномерности потока.

При $\pi_{c,p} < \pi_{кр}$ в сужающихся РС происходит понижение давления газа до атмосферного в выходном сечении. Такие режимы работы РС называются *режимами полного расширения* (расчетными режимами). При $\pi_{c,p} > \pi_{кр}$ величина π_c остается равной $\pi_{кр}$, а давление газа в выходном сечении сопла превышает p_n . Режимы работы РС, при которых $p_c > p_n$, называются *режимами недорасширения*. В этом случае поток за выходным сечением сопла продолжает разгоняться и расширяться до давления p_n . Сила реакции струи газа в процессе этого разгона прикладывается к атмосфере и в создании тяги двигателя не участвует. Применение дозвуковых входных устройств в этих условиях привело бы к большому недоиспользованию потенциальной энергии газа и в конечном счете к существенному недобору тяги двигателя и снижению его экономичности. Поэтому в ГТД воздушных судов с большими сверхзвуковыми скоростями полета применяют сверхзвуковые выходные устройства.

6.3. Сверхзвуковые реактивные сопла

РС сверхзвуковых выходных устройств (сопла Лавалья) состоят из сужающегося и расширяющегося участков. Важнейшим параметром сверхзвукового РС является *степень уширения сопла*, представляющая собой отношение площади выходного сечения сопла (F_c) к площади его критического сечения ($F_{кр}$) (площади горла):

$$f_c = \frac{F_c}{F_{кр}}$$

Степень уширения сопла однозначно определяет максимальную достижимую степень понижения давления газа в РС (π_c). Чем больше f_c , тем больше величина π_c , которая может быть реализована в данном РС. При $f_c = \text{const}$ величина π_c остается постоянной в широком диапазоне изменения располагаемой степени понижения давления газа ($\pi_{c,p}$).

В зависимости от соотношения статических давлений p_c и p_n выделяют три характерных режима работы сверхзвукового РС:

1. *Режим полного расширения* или *расчетный режим*: степень уширения сопла (f_c) обеспечивает полное расширение газа, т. е. $p_c = p_n$, при этом $\pi_c = \pi_{c,p}$.

2. *Режим недорасширения*: уширение сопла (f_c) недостаточно для полного расширения газа до атмосферного давления ($p_c > p_n$), при этом $\pi_c < \pi_{c,p}$, т. е. окончательное понижение давления газа до p_n происходит уже за пределами сопла, не оказывая влияния на тягу двигателя, следовательно, тяга снижается по сравнению с расчетным режимом. Для того чтобы увеличить π_c до $\pi_{c,p}$ и обеспечить полное расширение газа в пределах сопла, потребовалось бы увеличить f_c .

3. *Режим перерасширения*: степень уширения сопла (f_c) больше, чем это требуется для расширения газа до атмосферного давления, т. е. в его выходном сечении устанавливается $p_c < p_n$, тогда $\pi_c > \pi_{c,p}$. Т. к. при этом скорость газа в выходном сечении РС $C_c > a$, то за соплом под воздействием противодавления поток газа тормозится с образованием в нем скачков уплотнения, на которых давление повышается до p_n . В этом случае, как и в двух предыдущих, скорость газа в выходном сечении РС определяется по фактической степени понижения

давления $\pi_c = \frac{P_c^*}{P_c}$, соответствующей данному уширению сопла. Статическая составляющая силы тяги двигателя становится отрицательной, тяга снижается по сравнению с расчетным режимом работы РС. При значительном перерасширении газа в сверхзвуковом РС происходит отрыв пограничного слоя от стенок сопла, и скачки уплотнения перемещаются внутрь сопла. Скорость потока в скачках снижается до дозвукового значения, тяга двигателя резко снижается. Для устранения перерасширения потребовалось бы уменьшение f_c .

Таким образом, тяга двигателя снижается как при $p_c > p_n$, так и при $p_c < p_n$, однако потери тяги при перерасширении возрастают значительно интенсивнее, чем при недорасширении. Поэтому если на двигателе устанавливается нерегулируемое сверхзвуковое РС, которое должно работать при различных перепадах давления, то лучше, если оно будет работать на некоторых режимах с недорасширением. При этом значительно уменьшается требуемое уширение сопла, снижаются длина, выходной диаметр сопла, его вес и лобовое сопротивление двигателя (так называемое «компромиссное сопло»).

6.4. Регулирование геометрии реактивного сопла

Применение регулируемых РС дает существенные преимущества по тяге и экономичности двигателя и значительно облегчает его запуск. Регулирование РС необходимо также для согласования работы ГТ и ОК, обеспечения устойчивой работы двигателя, особенно при запуске, приемистости и при включении форсажа.

При включении ФК температура газа перед соплом возрастает, массовый расход газа при $F_{кр} = \text{const}$ уменьшается пропорционально $\sqrt{\frac{T_{4\phi}}{T_4}}$. В той же степени уменьшается и расход воздуха (G_B) через ОК. При таком уменьшении G_B ОК войдет в помпаж. Поэтому при включении ФК необходимо увеличить с некоторым опережением $F_{кр}$ так, чтобы G_B остался неизменным.

Для обеспечения полного расширения газа и минимальных потерь в сверхзвуковом РС на всех скоростях полета РС необходимо выполнять регулируемым, причем регулировать необходимо как $F_{кр}$, так и F_c . Однако даже изменение только F_c сужающегося сопла оказывается сложной конструктивной задачей, и выполненные в настоящее время конструкции не всегда надежно работают. Еще более сложной задачей является создание сопел Лавалья с независимым регулированием $F_{кр}$ и F_c .

Из предложенных схем регулируемых РС наиболее эффективными и простыми по конструкции являются многостворчатые однорядные, многостворчатые двухрядные и эжекторные регулируемые РС (рис. 6.2).

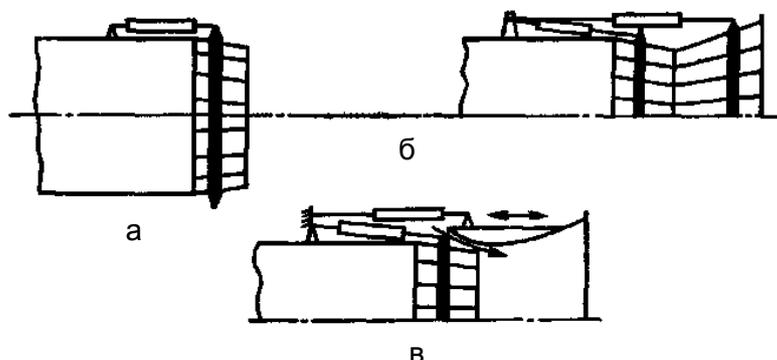


Рис. 6.2. Принципиальные схемы регулируемых сопел:

- а – однорядное многостворчатое сопло; б – двухрядное многостворчатое сопло;
- в – эжекторное сопло

Однорядные многостворчатые РС применяют для дозвуковых выходных устройств, содержащих форсажную камеру. Каждая створка представляет собой жесткую коробчатую конструкцию, закрепленную шарнирно к наружной стенке сопла. Уплотнение стыков створок достигается за счет их взаимного перекрытия. Управление положением створок производится перемещением в осевом направлении опорного кольца, ограничивающего раскрытие створок под действием газовых сил. Необходимый закон изменения площади сопла достигается соответствующим профилированием наружной поверхности створок, по которой перемещается опорное кольцо.

Двухрядное многостворчатое РС представляет собой последовательное соединение двух однорядных регулируемых створчатых конструкций. Первый ряд створок имеет шарнирное соединение с наружной стенкой сопла, а второй ряд соединен шарнирно с первым. В таком РС величины $F_{кр}$ и F_c могут изменяться независимо друг от друга. Данная схема получила большое распространение несмотря на конструктивную сложность.

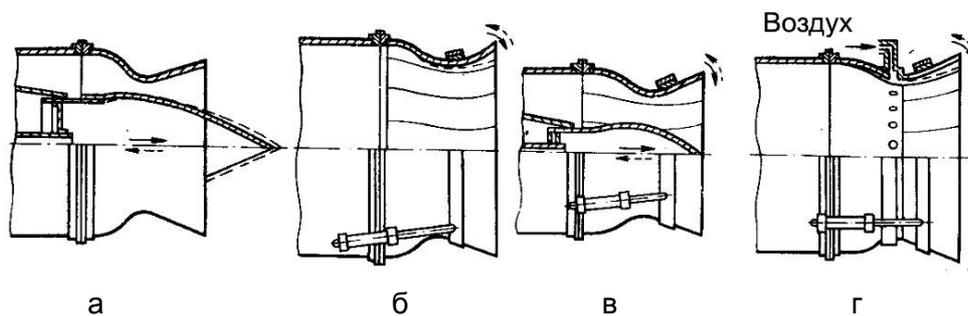


Рис. 6.3. Схемы сверхзвуковых РС:

а – сопло с центральным телом; б – сопло створчатого типа; в – сопло с центральным телом и регулируемыми створками; г – сопло створчатого типа с газодинамическим регулированием

Необходимость упрощения системы регулирования в широком диапазоне изменения степени уширения РС привела к созданию сопел с газодинамическим регулированием: эжекторных РС и РС с центральным телом. Эжекторное РС имеет обычное сужающееся сопло и расположенную вокруг него цилиндрическую или коническую обечайку. Из сопла вытекает основной поток газа с повышенным давлением, а в кольцевую полость, образованную наружной поверхностью сопла и обечайкой, поступает эжектируемый атмосферный воздух (избыточный воздух из СВУ или непосредственно из атмосферы). Вытекающая из сопла струя активного газа расширяется в дозвуковом потоке пассивного газа,

приобретая при этом форму расширяющейся части сопла Лавалья, но без твердых стенок. Замена жесткой стенки жидкой границей, образованной струей пассивного газа, позволяет упростить конструкцию системы регулирования $F_{кр}$ и F_c по сравнению со всережимным соплом Лавалья. Эжектируемый холодный воздух обеспечивает эффективное охлаждение стенок сопла и форсажной камеры.

По сравнению с эжекторным, РС с *центральной телом* является еще более простым по конструкции, требует более простого регулирования, имеет меньшую массу. Применение таких РС сдерживается трудностью обеспечения эффективного охлаждения центрального тела (рис. 6.3).

6.5. Реверсивные устройства и девиаторы тяги

Для улучшения взлетных и посадочных характеристик ВС, повышения его маневренности применяются специальные устройства для поворота вектора тяги. К ним относятся реверсивные устройства и девиаторы тяги. РУ поворачивают поток выходящих газов на угол больше 90° , обеспечивая тем самым образование обратной тяги. Для поворота потока на угол меньше 90° используются девиаторы тяги.

Применение *реверсивных устройств* позволяет значительно улучшить эксплуатационные характеристики ВС на предпосадочных и посадочных режимах: увеличить угол планирования и тем самым повысить точность приземления, сократить длину пробега ВС после касания ВПП на 60–80 %, сократить дистанцию прерванного взлета.

Особенно эффективно РУ при посадке на влажную или покрытую льдом ВПП, когда коэффициент трения мал. К РУ предъявляются следующие требования:

- получение максимально возможной обратной тяги при минимальных габаритах, весе и стоимости;
- отсутствие влияния включения РУ на режим работы турбокомпрессора;
- минимальные гидравлические потери при выключенном РУ;
- изменение тяги от полной положительной до полной отрицательной должно происходить за минимальное время.

Наиболее полно удовлетворяют предъявляемым требованиям две схемы РУ: устройства, осуществляющие поворот газовой струи до РС, и устройства, отклоняющие струю за срезом сопла.

В РУ первой схемы на режиме реверсирования тяги происходит поворот заслонок, перекрывающих путь газа к РС и направляющих его к отклоняющим решеткам (рис. 6.4). Отклоняющие решетки осуществляют дополнительный поворот потока в требуемом направлении. Таким образом, в данной схеме обратная тяга создается на обоих рабочих элементах – заслонках и створках. При выключенном РУ заслонки не создают значительных потерь прямой тяги, т. к. устанавливаются заподлицо с обводами проточной части, плотно закрывая окна для прохода газов к отклоняющим решеткам. Поворот заслонок осуществляется пневмоцилиндром с отбором воздуха от ОК.

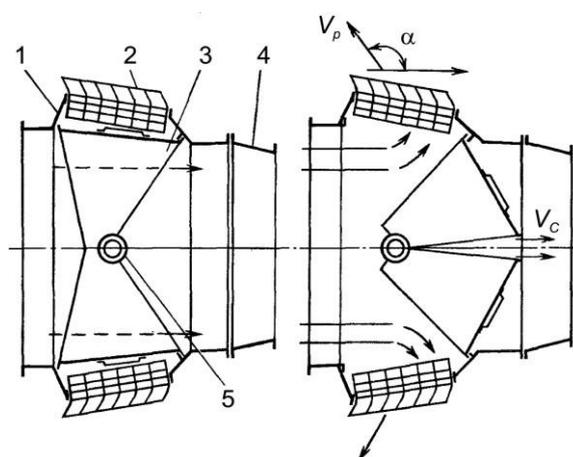


Рис. 6.4. Схема РУ с отклонением потока до сопла:

- 1 – противопожарная перегородка; 2 – решетки профилей; 3 – корпус РУ;
4 – реактивное сопло; 5 – ось створок РУ

Во второй схеме РУ отклонение и поворот потока газа происходит за срезом сопла. Для этого используются выдвигаемые назад и смыкающиеся друг с другом створки (рис. 6.5). Перестановка створок осуществляется при помощи силовых гидроцилиндров. РУ этой схемы компактны, хорошо вписываются в обводы двигателя, однако имеют повышенную массу.

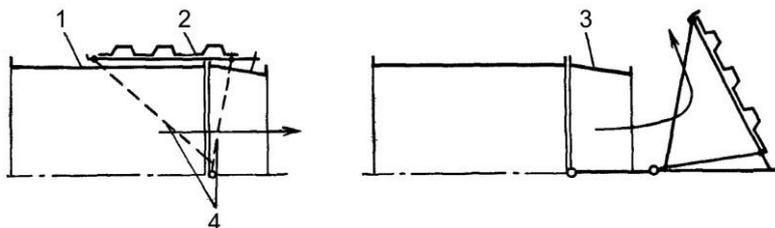


Рис. 6.5. Схема РУ с отклонением потока газов за срезом сопла:

- 1 – корпус РУ; 2 – створки РУ в положении ПТ; 3 – реактивное сопло; 4 – створки РУ в положении ОТ

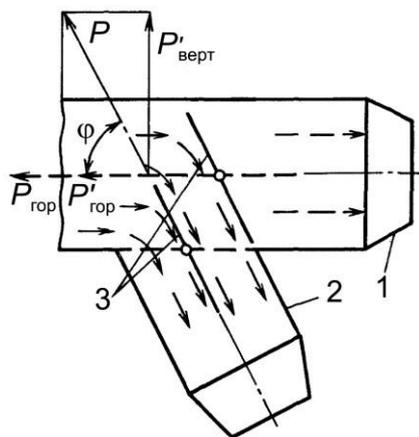


Рис. 6.6. Схема девиатора тяги:
1 – выходное сопло; 2 – сопло девиатора; 3 – заслонка

В ТРДД большой степени двухконтурности реверсирование тяги за счет отклонения выходящей струи газа нецелесообразно из-за больших массы и размеров РУ. В этом случае больший эффект дает применение поворотных (управляемых) лопаток одноступенчатого вентилятора.

Девиаторы тяги применяются на ТРД и ТРДД, предназначенных для ВС с укороченным и вертикальным взлетом и посадкой. Различают девиаторы с неподвижными и подвижными (поворачивающимися) соплами. *Девиатор с неподвижными соплами* используется на ВС короткого взлета и посадки. Он содержит основное и дополнительное реактивные сопла и поворачивающиеся заслонки (рис. 6.6). При взлете и посадке ВС заслонки перекрывают поток газа к основному соплу и направляют его к дополнительному. После взлета и набора минимальной высоты заслонки возвращаются в исходное положение, при котором поток газа выходит только через основное сопло.

В *девиаторах с поворотными соплами* отклонение потока газа происходит за счет поворота в требуемом направлении основных РС двигателя. Принципиальное отличие второй схемы девиатора – многопозиционность, т. е. возможность установки сопел на любой промежуточный угол.

6.6. Устройства для глушения шума

Источниками шума ГТД являются все элементы проточной части: вентилятор, осевой компрессор, камера сгорания, газовая турбина, реактивное сопло. Уровень шума каждого источника определяется конструктивной схемой ГТД, уровнем параметров рабочего процесса, степенью двухконтурности, окружной скоростью лопаток, тягой двигателя и т. п.

При малой степени двухконтурности ТРДД основным источником шума является реактивная струя. При большой степени двухконтурности основным источником шума становится одноступенчатый вентилятор.

Отличительная особенность шума реактивной струи состоит в том, что он образуется вне двигателя в процессе турбулентного смешения свободной струи с окружающей средой. Спектр шума струи имеет широкополосный характер и

расположен в области низких частот. Акустическая мощность струи связана с ее параметрами в выходном сечении сопла соотношением

$$W = k\rho_c F_c a_0^{-5} C_c^8,$$

где k – коэффициент пропорциональности; ρ_c – плотность газа; F_c – площадь срезом; a_0 – скорость звука в окружающей среде; C_c – скорость истечения.

Наиболее эффективным методом снижения акустической мощности струи является уменьшение ее скорости. В ТРД и ТРДД малой степени двухконтурности такое снижение шума может быть достигнуто при использовании эжекторного РС или специальных многотрубных глушителей (рис. 6.7). Дробление струи на отдельные мелкие струи приводит к перераспределению звуковой энергии из области низких частот в высокочастотную область. Высокочастотные колебания при их распространении быстрее затухают в атмосфере.

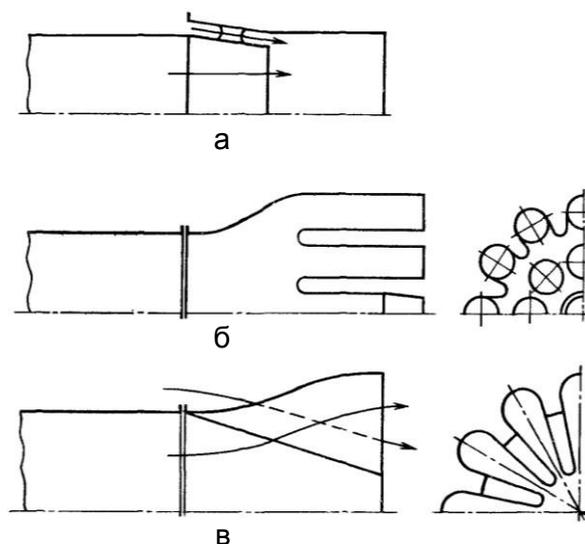


Рис. 6.7. Принципиальные схемы шумоглушителей на выходе ГТД:
а – эжекторное сопло; б – многотрубное сопло; в – гофрированное сопло

В ТРДД большой степени двухконтурности снижение шума газового потока внутреннего контура достигается постановкой смесительных устройств, обеспечивающих интенсивное смешение потоков внутреннего и наружного контуров.

Для снижения шума вентилятора ТРДД с высокой степенью двухконтурности применяются следующие меры:

- увеличение осевого расстояния от входа в двигатель до вентилятора;
- выполнение вентилятора без ВНА;

- снижение окружной скорости на наружном радиусе вентилятора;
- нерадиальное расположение лопаток НА;
- установка ЗПК.

ТЕМА 7. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

7.1. Системы смазки и суфлирования

Системы смазки служат для подвода необходимого количества масла к трущимся деталям двигателя. Масло уменьшает трение и износ деталей, отводит от них тепло, выделяющееся в результате трения, предохраняет детали от коррозии и наклепа, уносит с трущихся поверхностей продукты износа, используется для контроля технического состояния элементов двигателя, омываемых маслом. В маслосистемах некоторых ГТД масло используется также как рабочая жидкость в гидравлических устройствах различного назначения (гидромеанизмах КПВ, втулках ВИШ и т. п.).

Маслосистема ГТД объединяет в себе системы смазки и суфлирования. По способу использования масла различают циркуляционные и разомкнутые системы (с однократной подачей масла к потребителю).

В *разомкнутых системах* масло после прокачки через потребители удаляют из двигателя, выводя в КС или РС. Такие системы весьма просты, но отличаются большим расходом масла.

В *циркуляционных системах* масло используется многократно. После прокачки через двигатель и восстановления свойств (охлаждения, очистки) его вновь подводят к потребителям. Такие системы имеют малые расходы масла и получили основное применение в ГТД. По характеру циркуляции масла эти системы подразделяются на замкнутые и короткозамкнутые.

В *замкнутых системах* (которые также называются нормально замкнутыми) циркуляция масла происходит через бак. После прокачки через потребители масло поступает в бак с последующим возвратом в двигатель. В *короткозамкнутых системах* основное количество масла циркулирует через двигатель, минуя бак, из которого происходит только восполнение циркуляционного контура. Благодаря более короткому циркуляционному контуру в короткозамкнутых

системах прогрев масла в начале работы ГТД происходит быстрее, что особенно важно для маслосистем большой емкости (ТВД).

Циркуляционные системы независимо от их разновидностей имеют три характерных магистрали, образующие циркуляционный контур: подпитки, нагнетания и откачки, – и дополнены системой суфлирования. В зависимости от давления в системе суфлирования различают маслосистемы открытого и закрытого типа. В *открытых системах* масляные полости двигателя, объединенные системой суфлирования, сообщают с атмосферой, а в *закрытых* эти полости надуют, поддерживая в них небольшое избыточное давление с целью увеличения высотности системы.

Магистраль подпитки служит для подвода масла из бака к нагнетающему насосу. Для обеспечения высотности маслосистемы давление на входе в нагнетающий насос должно быть не менее 0,04–0,06 МПа. *Магистраль нагнетания* обеспечивает подвод масла к потребителям под давлением, равным 0,35–0,45 МПа. Такой диапазон давлений определен опытным путем и является оптимальным для маслосистем ГТД. *Магистраль откачки* необходима для отвода отработанного масла от потребителей и восстановления его свойств – отделения воздуха от масла, фильтрации и охлаждения.

Система суфлирования служит для поддержания в масляных полостях двигателя и воздушной полости маслобака оптимального избыточного давления путем сообщения этих полостей через суфлер с атмосферой. Центробежные суфлеры обеспечивают существенное уменьшение расхода масла за счет почти полного его возврата в циркуляционный контур маслосистемы.

В маслосистемах ГТД используются следующие основные агрегаты: нагнетающие и откачивающие шестеренные насосы, фильтры тонкой и грубой очистки, центробежные воздухоотделители, центробежные суфлеры, воздушно-масляные или топливно-масляные радиаторы, маслобаки, устройства контроля параметров, сигнализаторы посторонних частиц в масле, предельной температуры масла и др.

Основная часть отказов систем смазки связана с неисправностями их агрегатов либо с повышенным износом и другими повреждениями деталей двигателя, омываемых маслом. Признаками ухудшения работы маслосистемы относятся сильное повышение расхода масла, уменьшение подачи масла к потребителям, его засорение и перегревы. Признаки неисправностей маслосистемы необходи-

мо контролировать в эксплуатации и на этой основе принимать меры по предотвращению опасных отказов двигателя.

Контроль расхода масла осуществляется с помощью измерителей и сигнализаторов уровня масла в баке. Контроль давления масла на входе в двигатель осуществляется по соответствующему указателю и световому табло, включаемому автоматически с помощью сигнализатора минимального давления. Контроль температурного режима откачиваемого от потребителей масла производится с помощью указателей его текущей и сигнализаторов предельной температуры. Контроль состояния фильтров производится по возрастанию перепада давлений на фильтрах выше допустимой величины.

Своевременное обнаружение стружки в масле является основным способом контроля и диагностики технического состояния деталей двигателя, омываемых маслом. Применяются магнитные и электрические детекторы стружки, устанавливаемые на линиях откачки. Кроме того, производится периодический спектральный анализ проб масла в лаборатории.

7.2. Системы топливопитания

Системы топливопитания ГТД служат для подачи топлива из топливных систем ВС в камеры сгорания двигателей в требуемом количестве и в подготовленном для его полного сгорания виде. Система топливопитания двигателей отделяется от топливной системы ВС перекрывным (пожарным) краном топлива (ПК), имеющим привод от силового электромеханизма. Управление ПК осуществляют с помощью переключателя из кабины экипажа.

В системе топливопитания двигателей можно выделить три характерных магистрали: низкого давления, высокого давления, пускового топлива, – и дренажную систему. Магистрали низкого и высокого давления образуют контур питания основной КС (систему основного топлива). ТРДФ и ТРДДФ имеют также контуры питания ФК (системы форсажного топлива).

Магистраль НД обеспечивает предварительное повышение давления топлива перед основным топливным насосом и служит для повышения высотности системы топливопитания. В магистрали НД обычно устанавливаются топливные фильтры тонкой очистки, датчики расходомеров, топливомасляный радиа-

тор (ТМР). *Магистраль ВД* служит для подвода топлива к рабочим форсункам под давлением, обеспечивающим хорошее качество его распыливания в КС на всех режимах работы двигателя и при любых условиях полета. В этой магистрали установлен основной топливный насос и размещены элементы системы автоматического управления ГТД, обеспечивающие автоматическую дозировку топлива в соответствии с изменением условий полета и режимов работы двигателя, задаваемых положением РУД.

В зависимости от типа применяемого ОТН выделяют две разновидности систем топливопитания: системы с ОТН управляемой и неуправляемой производительности. В качестве *ОТН управляемой производительности* применяется плунжерный насос с наклонной шайбой, на которую оказывают воздействие элементы АДТ, входящие в состав САУ ГТД.

Для систем, имеющих *ОТН неуправляемой производительности*, например, шестеренный насос высокого давления, управление расходом топлива может быть реализовано только на основе перепуска избыточного количества подаваемого насосом топлива с его выхода на вход. Этот перепуск осуществляется элементами АДТ в соответствии с заданным режимом работы двигателя и условиями полета.

Магистраль пускового топлива служит для питания топливом пусковых форсунок воспламенителей при запуске двигателя. Питание данной магистрали осуществляется от подкачивающего двигательного насоса либо от ОТН через редукционный клапан.

В системах топливопитания некоторых ГТД магистраль пускового топлива отсутствует. Для запуска таких двигателей используются мощные свечи зажигания поверхностного разряда, воспламеняющие основное топливо, подаваемое в КС рабочими форсунками.

Система дренажа топлива служит для уменьшения опасности возникновения пожара на двигателе и предусматривают слив небольшого количества топлива из мест его возможного скопления с последующим выбросом в атмосферу.

Система подачи топлива в ФК получает питание от магистрали НД системы основного топлива. Она включает в себя насос высокого давления (форсажный насос), фильтры, автомат дозирования и распределительные устройства форсажного топлива, топливные коллекторы и форсунки.

7.3. Системы запуска

Пусковая система должна обеспечивать следующие качества запуска:

- надежность запуска на земле и в полете без возникновения неустойчивых режимов работы ГТД (помпажа, срыва пламени) и превышения допустимых значений температуры газа и оборотов ротора двигателя;
- безопасность, т. е. исключение возникновения очагов пожара и обеспечение быстрого прекращения запуска в аварийной ситуации;
 - автоматизация выхода двигателя на заданный режим;
- автономность, т. е. обеспечение необходимого количества запусков без использования аэродромных средств (количество автономных запусков должно по меньшей мере на единицу превышать число двигателей на ВС).

Пусковые системы авиационных ГТД подразделяются на стартерные и бесстартерные. *Стартерные системы* классифицируются в зависимости от типа применяемого пускового устройства. В *бесстартерных пусковых системах* сжатый воздух подается непосредственно на лопатки ГТ двигателя.

Пусковая система современного ГТД является комбинированной, позволяя осуществлять на земле запуск от ПУ, а в полете – бесстартерный запуск (с режима авторотации).

Пусковая система ГТД в общем случае включает:

- систему предварительной раскрутки ротора двигателя, состоящую из ПУ и механизмов соединения ротора ПУ с ротором ГТД;
 - источник энергии, обеспечивающий питание ПУ;
- пусковую топливную систему, обеспечивающую подачу топлива в пусковые воспламенители (или рабочие форсунки) КС;
- систему зажигания пусковой ТВС в пусковых воспламенителях (или непосредственно в КС);
 - систему управления процессом запуска;
- элементы основной топливной системы, обеспечивающие дозирование подачи топлива в процессе запуска (ТАЗ, рабочие форсунки и др.).

ПУ представляет собой специальное устройство, предназначенное для раскрутки ротора ГТД в процессе запуска. ПУ делятся на электрические и механические. *Электрические ПУ* представляют собой электростартеры и стартер-генераторы.

Из *механических ПУ* основное применение нашли турбинные стартеры: турбокомпрессорные стартеры, представляющие собой малоразмерные ГТД, и воздушные турбостартеры, использующие в качестве рабочего тела сжатый воздух.

Источник энергии, необходимый для питания ПУ, может размещаться как на ВС, так и на средствах аэродромного обслуживания. Это аккумуляторные батареи (для ЭСТ), баллоны со сжатым воздухом (для ВТС). Для обеспечения автономности запуска большинство ВС снабжено ВСУ. Они используются в качестве ТКС или генераторов сжатого воздуха для питания ВТС.

Система управления запуском выполняется в виде автоматической панели, обеспечивающей запуск двигателя на земле, холодную прокрутку, ложный запуск, запуск в воздухе, а также в случае необходимости прекращения запуска.

Надежность запуска зависит от надежности работы всех систем и агрегатов, участвующих в запуске двигателя. Причинами снижения надежности запуска в эксплуатации являются:

- ухудшение собственных пусковых свойств двигателя как при высоких положительных, так и при низких отрицательных температурах наружного воздуха;
- уменьшение располагаемой мощности стартера. Достаточная мощность стартера проверяется по частоте вращения холодной прокрутки;
- неточное выполнение программы подачи топлива топливной автоматикой запуска. Требуется ее перенастройка;
- ухудшение работы пусковых воспламенителей при низких температурах наружного воздуха. Применение авиационного бензина в качестве пускового топлива, кислородная подпитка и электрообогрев пусковых воспламенителей повышают надежность запуска при низких температурах.

Контроль процесса запуска осуществляется по указателям оборотов ротора и температуры газа за ГТ. В случае превышения максимально допустимой T_r запуск необходимо немедленно прекратить. В процессе запуска двигателя на земле возможен его помпаж, одним из признаков которого также является интенсивный рост T_r . При появлении признаков помпажа запуск немедленно прекращается. Повторный запуск производят только после устранения неисправностей.

ТЕМА 8. НАДЕЖНОСТЬ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

8.1. Показатели безотказности и долговечности газотурбинного двигателя

Основные термины и определения в области надежности установлены ГОСТом, в соответствии с которым ниже приведены наиболее важные из них применительно к авиационным ГТД.

Надежность – свойство объекта сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в заданных условиях эксплуатации. Надежность является сложным свойством, которое для авиационного ГТД объединяет в себе такие свойства, как безотказность, долговечность и др.

Безотказность – свойство ГТД непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение заданной наработки.

Долговечность – свойство двигателя сохранять работоспособность до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта.

Главным показателем безотказности является *вероятность безотказной работы*, т. е. вероятность того, что в пределах заданной наработки двигателя его отказа не возникнет.

Вероятность безотказной работы ($P(t)$) можно приближенно оценить по результатам наблюдений отказов в совокупности достаточно большого числа двигателей N , одновременно начавших работу. Если для некоторой наработки t число отказавших двигателей составляет $N_{от}(t)$, а число исправных равно $N_{и}(t) = N - N_{от}(t)$, то можно считать, что

$$P(t) = \frac{N_{и}(t)}{N}. \quad (1)$$

Функция $P(t)$ называется *функцией надежности*. Она является убывающей.

Вероятность отказа связана с функцией надежности равенством $F(t) = 1 - P(t)$.

Производная от этой функции $f = \frac{dF(t)}{dt}$ называется *плотностью вероятности отказа*.

В качестве одного из основных показателей безотказности в расчетах широко применяется *интенсивность отказов*:

$$\lambda = \frac{f(t)}{P(t)}.$$

Выполняя интегрирование, получим зависимость между вероятностью безотказной работы и интенсивностью отказов:

$$P(t) = \exp[-\int \lambda(t) dt]. \quad (2)$$

Зависимость (2) является одним из наиболее практически важных соотношений в теории надежности. Она позволяет из статистических наблюдений функции $\lambda(t)$ оценить закономерность распределения отказов двигателя. Для случая постоянной интенсивности отказов $\lambda(t) = \text{const}$ из формулы (2) вытекает *экспоненциальный закон безотказности*:

$$P(t) = \exp(-\lambda t), \quad (3)$$

который имеет широкое применение в практике расчетов надежности ГТД.

8.2. Виды ресурса газотурбинного двигателя

Ресурс ГТД – наработка двигателя, при которой обеспечивается заданный уровень его надежности при соблюдении установленных правил эксплуатации, ремонта и хранения.

Технический ресурс двигателя (долговечность) представляет собой наработку от начала эксплуатации (или ее возобновления после ремонта) до наступления *предельного состояния*, т. е. до такой степени износа, при которой дальнейшее применение двигателя на ВС недопустимо или экономически нецелесообразно. По характеру предельного состояния и способу отсчета наработки различают полный ресурс и ресурсы, связанные с ремонтами: доремонтный, межремонтный и послеремонтный ресурсы.

Полный ресурс (назначенный до списания) включает в себя несколько ремонтных (обычно до трех) и для современных ГТД достигает 20–30 тыс. ч. *Ремонтные ресурсы* часто называют гарантийными, т. к. в их пределах предприятие-изготовитель или ремонтное предприятие гарантирует обусловленный уровень безопасности двигателя.

По способу установления различают фиксированный и дифференцированный ресурсы. *Фиксированный ресурс* принимается для парка двигателей равным ресурсу наиболее слабого в прочностном отношении элемента конструкции. Ремонт двигателя выполняют при этом через фиксированные значения наработки независимо от его фактического состояния. Такой способ используется на ранних этапах эксплуатации при небольшой суммарной наработке парка ГТД, когда многие характерные для них неисправности еще не успевают проявляться, но при ремонте могут быть легко обнаружены. В экономическом отношении фиксированный ресурс не является оптимальным, однако этой ценой позволяет сохранять приемлемую безотказность новых двигателей.

Дифференцированный ресурс назначают различным для отдельных наиболее ответственных элементов двигателя (диски, рабочие лопатки, жаровые трубы и др.) в зависимости от их фактических запасов работоспособности, определяемых для некоторых типичных условий эксплуатации. При модульной конструкции ГТД такой способ позволяет достаточно полно использовать ресурсные возможности деталей и узлов. Дифференцирование ресурса целесообразно выполнять не только по элементам двигателя, но и по условиям эксплуатации, оказывающих влияние на надежность ГТД.

Наивыгоднейшей формой использования двигателей является установление ресурса основным узлам и элементам по их фактическому состоянию. Эта форма может быть достигнута при эксплуатации ГТД по состоянию с индивидуальными сроками ремонтов каждого конкретного двигателя и его модулей, обоснованными с помощью достоверных методов технической диагностики. Назначение ресурса по состоянию обеспечивает максимально возможное использование заложенных в конструкцию ГТД запасов работоспособности, наибольший экономический эффект при сохранении высокой безотказности двигателей в эксплуатации.

8.3. Методы установления ресурса газотурбинного двигателя

Для первых этапов эксплуатации двигателям назначается фиксированный ресурс, составляющий несколько сотен часов. Проверка их надежности в пределах этого ресурса выполняется путем длительных стендовых испытаний по программе, воспроизводящей в натуральном масштабе времени эксплуатационные режимы работы и нагрузки на элементы конструкции. Окончательное решение о назначении первоначального ресурса принимается на основании летных испытаний двигателей,

которые проводятся с превышением наработки по отношению к ресурсу на 200–300 ч. После отработки двигателями в серийной эксплуатации заданного первоначального ресурса производится последовательное ступенчатое его увеличение (по 200–300 ч), опираясь на опыт эксплуатации. При больших наработках в эксплуатации возможен переход к дифференцированному ресурсу, а для ГТД, обладающих достаточной контролепригодностью, – к ресурсу поостоянию.

По современным требованиям величины ресурса ГТД должны достигать многих тысяч и даже десятков тысяч часов, при которых ресурсные испытания в натуральном масштабе времени теряют практический смысл, т. к. требуют больших затрат времени и будут задерживать ввод двигателей в эксплуатацию. Для проверки надежности высокоресурсных двигателей применяются ускоренные эквивалентные испытания, обеспечивающие такое же расходование запасов работоспособности деталей и узлов, как и в эксплуатационных условиях за предполагаемый ресурс, но при существенном сокращении времени (в 5–10 раз) по сравнению с длительными ресурсными испытаниями.

В практике английской и американской авиапромышленности широко распространены циклические испытания ГТД. В отечественном авиадвигателестроении получили применение ускоренные эквивалентно-циклические испытания, основное отличие которых от циклических состоит в том, что количество наиболее жестких нестационарных режимов назначают для них, исходя из равенства малоцикловых повреждений дисков при испытаниях эксплуатационным малоцикловым повреждениям за проверяемый ресурс.

Выполняемые в настоящее время ускоренные испытания позволяют к моменту передачи опытного двигателя в серийное производство с гарантийным ресурсом, равным 300–500 ч, проверить его надежность на ресурс, равный 5–10 тыс. ч.