

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

ХАСАН ТАХИРОВИЧ АРИФДЖАНОВ

АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Учебное пособие

ТАШКЕНТ - 2006

УДК

В учебном пособии описана работа систем и устройств авиационных силовых установок, дана методика их расчета, приведена классификация двигателей. В учебном пособии изложены основы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. Рассмотрены условия работы отдельных узлов двигателей и их деталей; требования, предъявляемые к ним; конструкции двигателей. Приведены требования к материалам, из которых изготовлены детали; некоторые технологические указания.

Учебное пособие предназначено для студентов авиационных вузов и колледжей.

ВВЕДЕНИЕ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ, НАЗНАЧЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ОБЗОР РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Авиационные силовые установки (АСУ) предназначены для создания на воздушном судне (ВС) силы тяги. Они состоят из двигателей, а также систем и устройств, обеспечивающих работу авиационных двигателей и безопасность полетов ВС.

Важное место в народном хозяйстве нашей республики отводится авиации, являющейся наиболее современным видом транспорта.

На воздушных линиях нашей республики работают высокоэкономичные самолеты ИЛ-62; ТУ-134А; ТУ-154, самолеты фирмы "БОИНГ", а также транспортные самолеты АН-8; АН-12; ИЛ-76Т, в перспективе планируется использовать самолеты ИЛ-114; ИЛ-114Т,

которые заменят такие самолеты как АН-24; АН-26 и ЯК-40. Самолеты АН-8; АН-12; ИЛ-76Т; ИЛ-76МФ; ИЛ-114; ИЛ-114Т производились и производятся на ТАПОиЧ.

Поскольку теорию авиационных двигателей (АД) изучают в специальных курсах, данный предмет посвящен изучению конструкции, прочности авиационных силовых установок, рассматривает принципы компоновки, конструктивного выполнения и анализа работы в АСУ систем и устройств, а также основные сведения по вспомогательным силовым установкам (ВСУ).

Под **системой** подразумевается сочетание элементов (агрегатов) и связей между ними (трубопроводы, соединения, электрическая проводка), объединенных общностью функций и обеспечивающих надежную работу двигателей. По назначению элементы систем подразделяют на специализированные агрегаты (изделия) в виде баков, баллонов, насосов, аккумуляторов, фильтров, теплообменников, сепараторов, управляющую, регулирующую и контрольно-измерительную аппаратуру.

Системы АСУ характеризуются наличием в них определенного вещества – рабочего тела (жидкостные и газовые системы), энергии (электрические системы); перемещением деталей, частей машин и механизмов (механические системы). В свою очередь, жидкостные системы подразделяют на топливные, масляные, водяные, а газовые – на воздушные, азотные и т.п.; применяемые электрические системы могут быть постоянного и переменного тока. Отдельные части системы именуются подсистемами или участками. В жидкостных и газовых системах они получили название магистралей.

В общем случае АСУ включают **системы и устройства**:

- 1) обеспечивающие образование тяги (системы всасывания воздуха, выхлопа газов и воздушные винты);
- 2) жидкостные (топливные, масляные, системы впрыска воды);
- 3) защитные (охлаждения, противообледенительные, пожарные);
- 4) электромеханические (запуска, управления и автоматизированного контроля).

Устройства – это совокупность деталей и частей в виде единой конструкции. Их применяют для размещения, крепления, а также технического обслуживания двигателей и элементов систем. Они включают: гондолы, капоты и обтекатели; рамы, узлы и амортизаторы крепления двигателя и его отдельных частей; монтажные и смотровые лючки с крышками; набор стержней, ферм, панелей, экранов, перегородок и т. п.

Решение задач, связанных с повышением безопасности, скорости, дальности, высоты полетов, увеличением грузоподъемности ВС, ростом регулярности и экономичности рейсов, зависит не только от тяги (мощность) двигателей, но и от того, насколько удачно решены задачи создания сложного комплекса систем и устройств АСУ. Общими эксплуатационно-техническими требованиями к системам и устройствам АСУ являются: безопасность полета, обеспечение летных, технических и экономических характеристик ВС, надежность, простота конструкции и удобство в эксплуатации, технологичность, небольшая масса и габариты, малые аэродинамические сопротивления и гидравлические потери давления. При изучении отдельных систем и устройств необходимо руководствоваться конкретными требованиями, установленными нормами летной годности гражданских самолетов (НЛГС) и правилами ИКАО, а также мероприятиями по их реализации.

Развитие двигателестроения неразрывно связано с развитием авиационной техники.

Поэтому для успешной эксплуатации современных ВС, снабженных высокоэффективными силовыми установками, необходимы знания принципов работы, конструкции и правил эксплуатации систем и устройств АСУ. Задачей этого курса является систематизация материалов по анализу работы, конструктивным решениям и эксплуатационным особенностям систем и устройств АСУ в соответствии с программой обучения.

ГЛАВА I

1. 1. АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. УСТРОЙСТВО, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Прогресс современной авиации во многом определяется прогрессом двигателестроения. Об этом говорит вся история развития авиации с самого начала и до наших дней.

До конца второй мировой войны основными авиационными двигателями являлись поршневые двигатели. Начиная с 1945 г., военная авиация, а спустя примерно 10 лет, и гражданская авиация, постепенно перешли на газотурбинные двигатели (ГТД), которые являются основными двигателями современной авиации.

В настоящее время используется несколько типов этих двигателей: **турбореактивные (ТРД), турбовинтовые (ТВД), двухконтурные (ТРДД).**

Далее рассмотрим схемы, принцип работы и область применения каждого из указанных двигателей.

Турбореактивные двигатели.

ТРД состоит из пяти основных частей (рис. 1.1): входного устройства 1, компрессора 2, камеры сгорания 3, газовой турбины 4 и выходного устройства 5.

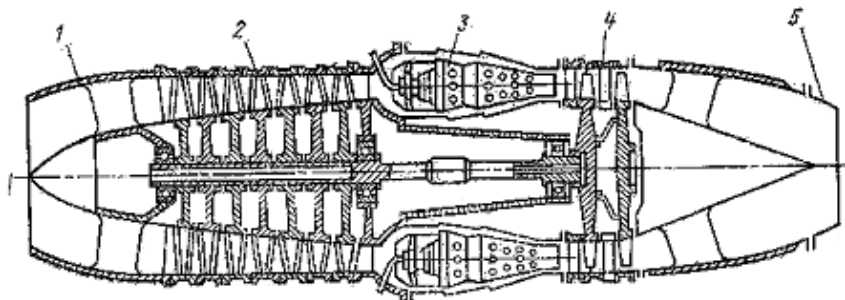


Рис. 1.1. Принципиальная схема ТРД:

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

При полете самолета на двигатель набегают воздушный поток. Во входном устройстве этот поток тормозится и скоростной напор преобразуется в давление. Из входного устройства воздух поступает в компрессор, где осуществляется дальнейшее повышение давления.

Далее поджатый воздух направляется в камеру сгорания, где нагревается при сжигании топлива. Процесс подвода тепла в камеру, в отличие от поршневых двигателей, происходит при почти постоянном давлении.

Из камеры сгорания поджатый и подогретый газовый поток направляется в турбину. Расширяясь в турбине, газы совершают работу, которая передается компрессору и вспомогательным агрегатам, обслуживающим двигатель и самолет. При выходе из турбины давление газа значительно превышает атмосферное. Дальнейшее расширение газов до атмосферного давления происходит в выходном сопле. В результате скорость истечения газов из сопла c_5 получается намного больше, чем скорость полета V .

Разность количества движения секундных масс, вытекающих из двигателя газов $G_{\Gamma}c_5$, и входящего воздуха G_BV , согласно формуле Б. С. Стечкина, равна силе тяги двигателя, т.е.

$$R = G_{\Gamma} c_5 - G_B V,$$

где: R – сила тяги двигателя;

G_{Γ} – секундная масса вытекающих из двигателя газов;

G_B – секундная масса входящего воздуха;

V – скорость полета самолета.

Турбореактивные двигатели получили широкое применение в летательных аппаратах, развивающих большие дозвуковые и сверхзвуковые скорости полета, где они наиболее эффективны.

При форсировании ТРД путем дополнительного сжигания топлива в форсажной камере, расположенной между турбиной и выходным устройством, он становится эффективным и на больших сверхзвуковых скоростях полета (до чисел M_H полета 3...3,5).

Турбовинтовые двигатели

На малых и средних скоростях полета (до 750 – 800 км/ч) ТРД значительно уступает турбовинтовым двигателям и по экономичности, и по своим взлетно-посадочным характеристикам.

Этим объясняется применение ТВД (рис. 1.2) для указанного диапазона скоростей полета. ТВД состоит из тех же основных элементов, что и ТРД, но, помимо того, снабжен воздушным винтом, вал которого соединен с валом турбокомпрессора через редуктор. Необходимость применения редуктора вызвана тем, что оптимальная частота вращения турбокомпрессора значительно больше оптимальной частоты вращения воздушного винта.

В отличие от ТРД, в ТВД расширение газов полностью (до атмосферного давления) или почти полностью осуществляется в турбине. Вследствие этого мощность турбины ТВД при прочих равных условиях больше мощности ТРД. Избыточная мощность турбины ТВД (сверх потребной мощности компрессора и агрегатов) передается на воздушный винт.

Тяга ТВД создается в основном воздушным винтом (85–90%) и только частично реакцией струи.

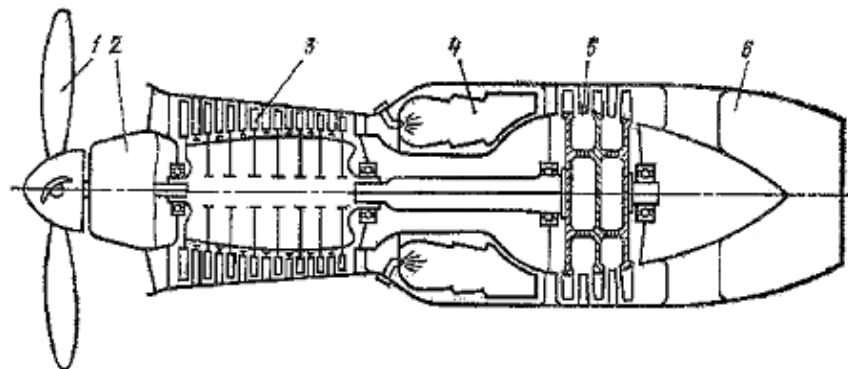


Рис. 1.2. Принципиальная схема ТВД:

- 1 – воздушный винт; 2 – редуктор; 3 – компрессор;
4 – камера сгорания; 5 – турбина; 6 – выходное сопло.

Большинство ТВД, применяемых в настоящее время, выполняются по одновальной схеме. В частности, по этой схеме выполнены ТВД НК – 12, АИ – 20, "ДАРТ", "Аллисон" и др. Одновальные ТВД отличаются относительной простотой конструкции и регулирования, а также малой массой.

На практике получили применение и двух вальные двигатели, у которых компрессор и винт приводятся во вращение от разных турбин. Двигатели, выполненные по такой схеме, устанавливаются, как правило, на вертолетах и в отдельных случаях на самолетах.

Двухконтурные двигатели

Двухконтурные двигатели (рис. 1.3) в данное время широко применяются в гражданской авиации. ТРДД состоит из двух контуров: внутреннего (первый контур) и наружного, расположенного вокруг внутреннего (второй контур).

По аналогии с ТВД здесь избыточная мощность турбины передается вентилятору (компрессору) второго контура. Рабочие процессы во внутреннем контуре ТРДД

аналогичны процессам ТРД и ТВД. А во втором контуре сжатый воздух расширяется в выходном сопле этого контура и развивает тягу. Таким образом тяга ТРДД образуется и во внутреннем и в наружном контурах.

В ТРДД средняя скорость истечения смеси (воздуха и газов) из выходных сопел контуров при прочих равных условиях примерно в 1,5 раза меньше, чем у ТРД. Вследствие этого экономичность ТРДД на земле, по сравнению с ТРД, выше (на 40...50 %), а уровень шума меньше (на 12 ...15 дБ).

В отличие от ТВД лучшая экономичность двухконтурных двигателей по сравнению с ТРД сохраняется и на значительно больших скоростях полета ($M_H = 1,2...1,3$). ТРДД могут быть эффективными и для больших сверхзвуковых скоростей полета. Потому, что сжигание топлива происходит в двух контурах.

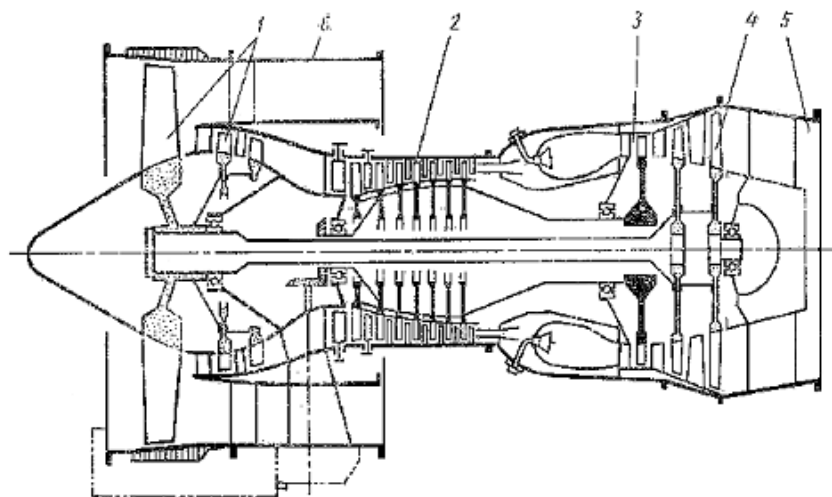


Рис. 1.3. Принципиальная схема ТРДД:

1 – вентилятор и компрессор низкого давления; 2 – компрессор высокого давления; 3 – турбина высокого давления; 4 – турбина низкого давления; 5 – выходное сопло; 6 – выходное сопло второго контура.

Первые авиационные турбореактивные двигатели были тягой около 10 кН (1000 кгс) и удельным расходом топлива (отношение часового расхода топлива к тяге) около 0,15 кг/ч·Н (1,5 кг/ч·кгс).

В настоящее время ТРД имеет тягу порядка 100...150 кН и более, а удельный расход топлива 0,075...0,080 кг/ч·Н, т.е. за короткий срок экономичность ТРД улучшились. Экономичность авиационных поршневых двигателей практически не изменилась.

Двухконтурные двигатели имеют взлетную тягу 250 кН и более, а удельный расход топлива 0,03...0,035 кг/ч·Н (т.е. по сравнению первыми реактивными двигателями экономичность увеличилась в 4 раза).

Развитию газотурбинных двигателей, кроме улучшения аэродинамики проточной части, способствовало повышение параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной T_T и степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k (π_k – это отношение давления воздуха за компрессором к давлению перед компрессором).

Первые ГТД имели такие параметры: $\pi_k = 3...3,5$ и $T_T = 1000...1050$ К. В настоящее время π_k доходит до 20...30 и более, а T_T до 1500...1600 К. Большие заслуги в создании газотурбинных двигателей принадлежат таким известным конструкторам, как Климов В. Я., Микулин А. А., Люлька А. М., Кузнецов Н. Д., Добрынин В. А. и др.

Из зарубежных фирм, добившихся больших успехов в соединении высокоэффективных газотурбинных двигателей, прежде всего, необходимо указать: Роллс–Ройс (Англия), Дженерал Электрик, Пратт–Уитни (США), Снекма (Франция) и др.

1. 2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД

К основным параметрам ГТД относятся:

- Тяга двигателя.
- Удельный расход топлива.
- Масса или вес.
- Габаритные размеры.
- Ресурс.

По мере развития и совершенствования ГТД указанные параметры существенно изменяются: тяга двигателей непрерывно возрастает, улучшается экономичность, снижается масса, уменьшаются габаритные размеры, увеличивается ресурс.

Тяга авиационных двигателей зависит от расхода воздуха, который в двигателе определяется квадратом диаметра первой ступени компрессора, по значению близкому к диаметру двигателя, т.е.

$$R = C_2 D^2 \text{ [кВт] [дан]},$$

где C_2 – коэффициент пропорциональности (равный тяге двигателя при $D = 1\text{ м}$).

Экономичность авиационных двигателей оценивается **удельным расходом** топлива.

Для ТРД удельный расход топлива определяется следующим образом:

$$C_e = m_T / R,$$

где m_T – часовой расход топлива;

R – тяга АД.

Первые ГТД имели удельный расход топлива $C_e = 1,3 \dots 1,5$ кг/(дан·ч). В настоящее время удельный расход топлива ТРД колеблется в пределах: $C_e = 0,8 \dots 0,9$ кг/(дан·ч).

Масса АД – один из важнейших параметров при проектировании. Наряду с выбором тяги двигателя главным является учет удельного веса двигателя.

Изменение удельной массы ТРД по годам развития с 1939 по 1975 гг. видно, что минимальная удельная масса ТРД приходится на 1965–67 гг. С 1939 по 1975 гг. удельная масса ТРД снизилась в 5–10 раз для различных схем ТРД (тип компрессоров, турбин, КС и т.д.)

Дальнейшее совершенствование конструкции, технологии, применение новых материалов позволили уменьшить удельную массу ТРД. Начиная с 1951 года, среднее значение удельной массы у ТРД с осевыми компрессорами имеет меньшую удельную массу, чем у ТРД с центробежными компрессорами.

Сравнительная оценка двигателей с различной тягой определяется по удельной массе, под которой понимается отношение массы двигателя (сухой, без топлива, масла и самолетных агрегатов) к его номинальной тяге:

$$M_{уд} = M_{дв} / R$$

Снижение массы двигателей достигается разными способами, которые учитываются при конструировании двигателей и его агрегатов.

К числу этих способов относятся:

1. **Повышение параметров процесса** – повышение степени давления воздуха с целью уменьшение числа ступеней компрессора, увеличение температуры газа, уменьшение числа ступеней турбин.

2. **Конструктивное совершенствование двигателей и его узлов.** Это достигается применением в компрессоре и турбине лопаток малой хорды, применением лопаток, валов, дисков с малыми размерами поперечных сечений, применение охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток в турбине.

3.Применение новых жаропрочных материалов для узлов и деталей двигателя, применение легких материалов с высокими механическими свойствами (титановые сплавы, стеклопластики для дисков, лопаток и корпуса компрессора).

4.Применение новых технологических решений при изготовлении деталей и узлов двигателя. Например, стальных сварных и титановых корпусов, литых сопловых и рабочих лопаток турбины, применение электрохимического способа обработки турбинных лопаток, при которых в деталях не возникает остаточных напряжений и др.

Удельная масса ТРД зависит от его размеров и тяги. При сохранении геометрического подобия, механической и термической напряженности массы двигателя будет зависеть от куба диаметра АД, близкой к диаметру первой ступени компрессора D.

$$m_{\text{дв}}=C_1D^3,$$

где C_1 – коэффициент пропорциональности, представляющий собой массу двигателя при $D = 1\text{м}$.

Однако в ГТД имеется два рода деталей и узлов, масса которых изменяется пропорционально кубу и квадрату их основных размеров.

Кубический закон изменения массы в зависимости от основного размера характерен для деталей компрессора и турбины (дисков, лопаток, корпусов и др.)

Квадратичный закон изменения массы в зависимости от основного размера характерен для деталей и узлов выполненных из листовых материалов (узлы входного устройства, КС, реактивные сопла).

Поэтому масса двигателя пропорциональна диаметру в степени n , лежащей между значениями 2...3 степени, т. е. $m_{\text{дв}}=C_1D^n$.

Анализ массы геометрически подобных ТРД с центробежными и осевыми компрессорами с одинаковой механической и тепловой напряженностью показывает, что показатель степени n для обоих случаев примерно одинаков и равен 2,6...2,8. Из этого следует, что удельная масса двигателей зависит от тяги.

График зависимости изменения удельной массы от тяги при $C = \text{const}$ показан на рис. 1.4.

Анализ массы ГТД усложняется большим разнообразием конструктивных форм, не позволяющие распределять детали по узлам одинаково во всех двигателях.

Для такого анализа проводится разбивка ТРД на восемь узлов, которые приходится примерно следующие доли от массы АД.

1. Входное устройство – 4%;
2. Компрессор – 33%;
3. Камера сгорания – 10%;
4. Силовой корпус, связывающий турбину и компрессор – 6%;
5. Турбина – 26%;
6. Система выхлопа – 5%;
7. Корпус приводов к агрегатам – 4%;
8. Топливная, масляная, пусковые системы, система охлаждения и узлы крепления – 12%.

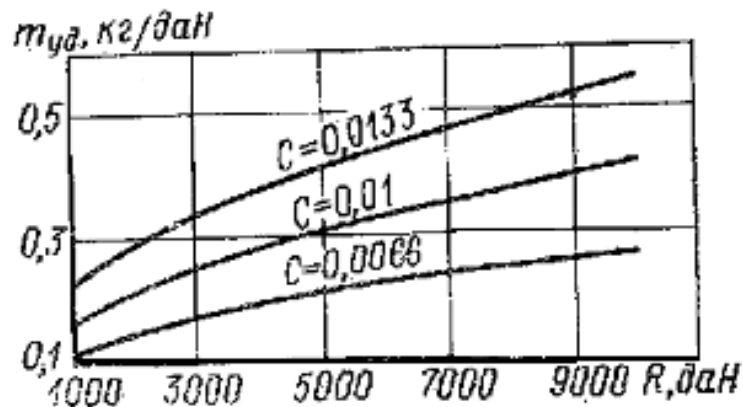


Рис. 1.4. Изменение удельной массы в зависимости от тяги у геометрически подобных двигателей с одинаковой тепловой и механической напряженностью.

Габаритные размеры двигателя определяются площадью миделя F и длиной двигателя L . Здесь большое значение имеет площадь миделя F , так как от него зависит лобовое сопротивление самолета. Длина АД влияет на маневренность самолета.

Удельная лобовая площадь определяется отношением площади миделя к тяге:

$$f_{\text{лоб}} = F/R.$$

Ресурс ГТД по мере их развития возрастают. Если в начале развития ТРД ресурс был 15...25 часов, то в настоящее время он составляет 250...15000 часов.

Ресурс ТРД для беспилотных самолетов составляет 5...10 часов. Это двигатели кратковременного ресурса. Для них можно допускать значительно большие напряжения в деталях. В настоящее время для целого ряда материалов известна кратковременная прочность.

1. 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ ГТД

Проектирование двигателей начинается с получения ТЗ от потребителя, где должны быть изложены необходимые требования к данным будущего двигателя.

Основные требования:

1. Задается тяга или мощность.
2. Указывается тип двигателя.
3. Масса и вес.
4. Габаритные размеры.
5. Ресурс.
6. Положение центра тяжести и другие косвенные данные.

Бюро-разработчик после получения необходимых данных прорабатывает ТЗ, а именно: согласовывает с заказчиком высотно-скоростные характеристики, определяет основные параметры двигателя, составляет несколько вариантов эскизного проекта двигателя, которые изучаются, и один из них принимается как основной и утверждается в дальнейшей разработке. Далее разработчик выдает ТЗ организациям, проектирующим и изготовляющим агрегаты и приборы.

Утверждается тот двигатель, который имеет малый вес с топливом, необходимым для заданного времени полета.

Отсюда возникают требования к высоким параметрам цикла и высоким значениям КПД агрегатов двигателя. Хорошие данные по массе могут быть получены в результате применения новых материалов, например титановых сплавов, жаропрочных сплавов для двигателей имеющих высокую температуру нагрева; увеличения степени удлинения лопаток первой ступени компрессора; применения точной штамповки, литья и высокой технологии обработки детали (хромирование, анодирование).

В начале проектирования очень важно иметь при создании нового двигателя опытные образцы и результаты лабораторных испытаний, его узлов и деталей.

Такая предварительная проработка дает возможность более обоснованно выбрать конструкцию узлов, их технологию, материалы для деталей, увязать работу отдельных узлов двигателя между собой.

К числу общих требований относятся:

1. Обеспечение надежной работы на установившихся и переходных режимах на земле и в полёте, в широком диапазоне климатических условий и сохранения стабильными во время эксплуатации – это тяги или мощности и расхода топлива;
2. Обеспечение надежного запуска в различных климатических условиях, а также повторного запуска в полете;
3. Удобство осмотра в процессе эксплуатации без снятия с самолета двигателя и его отдельных деталей (рабочие лопатки компрессора и турбины, детали камеры сгорания, форсажная камера) для чего предусматривают специальные окна позволяющие проверить все части двигателя визуально, с помощью специальных приборов, путем получения рентгеновских снимков, контроля тряски двигателя и другие.

Далее наступает процесс рабочего проектирования на основе эскизной компоновки. Она заключается в конструкторской и прочностной проработке всех узлов двигателя и его деталей.

После выполнения рабочих компоновок разрабатываются рабочие чертежи, одновременно ведутся подробные расчеты детали на прочность и уточняются расчеты на колебания.

Здесь параллельно отрабатываются чертежи технологическими и металлургическими ответственными службами. Составляются спецификации, и ведется подготовка производства двигателя.

Необходимо уделять большое внимание коэффициенту использования материалов, по которому определяется количество материала.

Далее рабочие чертежи передаются в производство, составляются технологический процесс изготовления деталей двигателя, проектируются и изготавливаются приспособления, подбирается режущий и материальный инструмент, заказываются поковки, штамповки, заготовки и начинается процесс производства двигателя.

После сборки опытного образца передается на испытания. Экспериментальные исследования двигателя проводятся на стендах. В этих испытаниях выявляются все дефекты все дефекты в отдельных узлах и агрегатов. По ходу испытаний ведется доводка двигателя. При доводке участвуют конструкторы, технологи и другие специалисты.

После доводки достигается надежная работа двигателя на всех режимах. При надежной работе двигателя не менее 25 часов двигатель передается на государственные стендовые и летные испытания. После успешного испытания двигателя, совокупности систем и устройств передаются в серийное производство.

Особенно большое внимание уделяется надежности, что большую роль играет в процессе эксплуатации. Обычно по статистике во время эксплуатации возникают отказы: 69% отказов ГТД вызывается поломкой узлов, из них 70% деталей разрушаются вследствие вибраций.

При проектировании должны быть выбраны такие формы деталей, которые давали бы наибольшую долговечность, концентрации напряжений в них должны быть как можно меньшими; допускаемые напряжения и коэффициенты запаса прочности нужно выбирать с учетом температуры нагрева и времени работы деталей. Материал деталей и способ их изготовления нужно выбирать такими, чтобы остаточные напряжения, возникающие при обработке деталей, были бы возможно меньшими или совершенно отсутствовали. Необходимо создавать условия, при которых детали могли бы нормально работать.

При изготовлении деталей двигателя необходимо выдержать их геометрические размеры с большой точностью.

В эксплуатации нужно применять масло и топливо, рекомендованные для двигателя, соблюдать правила его эксплуатации.

Для осмотра деталей двигателя без его разборки используют специальные лючки, размещенные так, что, открыв их, можно осмотреть детали через специальный прибор – бароскоп. Через бароскоп можно осмотреть камеры сгорания и другие детали. Такое наблюдение за состоянием двигателя позволяет принять меры по устранению неисправностей и вовремя направить его в ремонт, не допуская поломки его узлов и деталей. ГТД разделяют на несколько узлов, которые контролируют в эксплуатации указанными способами.

ГЛАВА II. СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ ОБРАЗОВАНИЕ ТЯГИ

2. 1. КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Авиационные силовые установки классифицируют по различным признакам, в том числе и по типам применяемых двигателей. На воздушных судах гражданской авиации применяют главным образом силовые установки с газотурбинными двигателями (ГТД), турбореактивными (ТРД), турбовинтовыми (ТВД) и двухконтурными ТРД (ДТРД), пришедшими на смену силовым установкам с поршневыми двигателями (ПД) (рис. 2. 1 и 2. 2).

До первой половины 40-х годов основными авиационными двигателями были поршневые, которые вместе с воздушными винтами образуют винтомоторную установку (ВМУ). С ВМУ некоторые самолеты достигли скорости 650 –700 км/ч и высоты 12000 – 13000 м. Развиваемая ВМУ сила тяги в ньютонах выражается

$$P = \frac{N_e \eta_v}{V}$$

где N_e – эффективная мощность двигателя, Вт;

η_v – к. п. д. винта;

V – скорость полета, м/с.

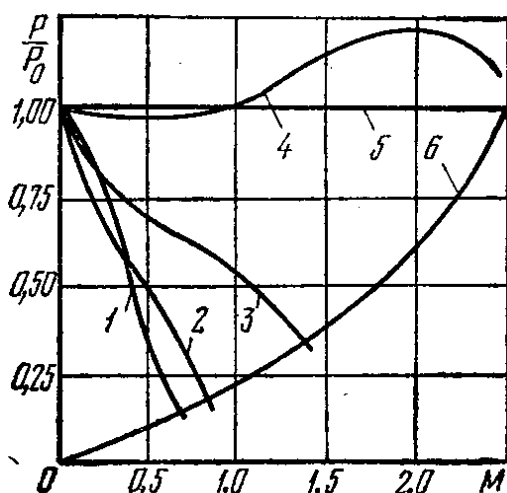


Рис. 2.2. Области рационального применения двигателей различных типов на воздушных судах: а – ПД; б – ТВД; в – ТРД; г – ПВРД; д – ЖРД;

А – область недостаточной подъемной силы крыла;

Б – область больших лобовых сопротивлений.

Так как эффективная мощность ПД не зависит от скорости полета, а к. п. д. винта с приближением числа M к единице значительно уменьшается, то из формулы видно, что с увеличением скорости полета располагаемая сила тяги быстро падает. В то же время

потребная тяга резко возрастает, и при больших скоростях полета необходимо значительное повышение мощности ПД, что приводит к недопустимому увеличению его массы и габаритов. Таким образом, достижение больших скоростей полета с поршневыми двигателями невозможно, ТРД (двигатели прямой реакции) оказались более совершенными. Они развивают большую силу тяги при малой массе, и установка их на самолетах позволила резко повысить скорость полета. Так уже на первых самолетах с ТРД была получена скорость 950 км/ч и более, в то время как максимальная скорость полета самолета с ПД, предназначенного для установления рекорда скорости, была лишь 756,6 км/ч. Сила тяги ТРД при числах $M < 1$ почти не зависит от скорости полета, а при числах $M > 1$ увеличивается с ростом скорости.

При дозвуковых скоростях (600—800 км/ч) и небольших высотах полета (6000 – 10000 м) на ВС широкое применение получили ТВД, основными достоинствами которых являются: возможность получения большой мощности в одном агрегате (более 12 МВт); малая удельная масса (0,15—0,25 кг/кВт); большая удельная лобовая мощность; небольшой расход топлива; возможность торможения воздушными винтами, что значительно сокращает длину пробега; больший чем у ТРД тяговый к. п. д., что приводит к уменьшению расхода топлива и, следовательно, к увеличению дальности полета. Большая тяга на взлете и возможность торможения винтами при пробеге улучшают взлетно-посадочные характеристики ВС с ТВД и позволяют эксплуатировать их с аэродромов меньших размеров, чем для ВС с ТРД.

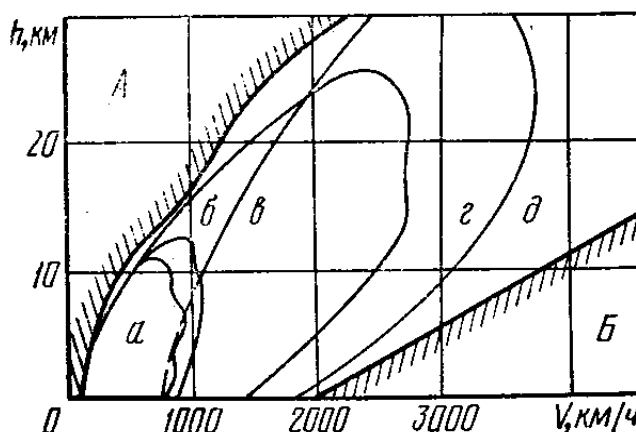


Рис.2.1. Изменение относительной тяги различных типов двигателей в зависимости от числа M полета:

1 – ПД; 2 – ТВД; 3 – ДТРД; 4 – ТРД,
5 – ЖРД; 6 – ПВРД

У ВС с ТВД большая экономичность при скоростях полета до 800 км/ч и при равной грузоподъемности значительно большая дальность полета, чем у ВС с ТРД. Основные недостатки ТВД по сравнению с ТРД – это большая удельная масса, большая стоимость технического обслуживания и меньшая надежность из-за наличия воздушного винта, а также ограниченная компоновка.

При больших скоростях полета лучшими характеристиками обладают ТРД. Начиная со скорости свыше 800 км/ч, удельная тяга этих двигателей становится больше, а удельный расход топлива меньше, чем у ТВД. ТРД объединяет в себе двигатель и движитель, обладает малой удельной массой (0,01...0,02 кг/Н тяги), небольшими габаритами, прост по конструкции, может развивать большую тягу (280 кН и выше), а отсутствие винта значительно облегчает компоновку силовой установки с ТРД и уменьшает лобовое сопротивление.

Эти двигатели надежны, обладают большим ресурсом и являются основными при сверхзвуковых скоростях полета.

На средних и околозвуковых скоростях полета наиболее экономичным являются ДТРД. При малой степени двухконтурности m ДТРД имеют преимущества перед ТРД на сверхзвуковых скоростях полета. В зависимости от назначения на дозвуковых скоростях полета обычно применяются двигатели с $m = 3 \dots 8$. Несмотря различия в конструктивном отношении, ДТРД имеют один общий признак - наличие второго (внешнего) контура, по которому воздух подается в обход камеры сгорания и турбины, смешивается продуктами сгорания первого контура, увеличивая их массу и снижая скорость реактивной струи. В ТВД большая масса воздуха разгоняется до малой скорости, в ТРД меньшая масса разгоняется до большой скорости. ДТРД объединяет эти оба принципа тяги, а вентилятор представляет собой закапотированный винт. У ДТРД по сравнению с ТРД меньше удельный расход топлива (на 15 – 20% при степени двухконтурности $m \leq 2$ и 40 – 45% при степени двухконтурности $m = 6 \dots 8$) и масса при одинаковой тяге, лучшие тяговые характеристики, меньший (на 10...15 дБ) уровень шума (по сравнению с уровнем шума у обычного ТРД без шумоглушителей). Удельный расход топлива ДТРД снижен благодаря повышению его тягового к. п. д., который представляет отношение полезной тяговой работы, совершаемой газами, к располагаемой кинетической энергии газового потока и равен:

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{V_c}{V}}$$

где V_c —скорость реактивной струи;

V —скорость полета.

Очевидно, что скорость реактивной струи является важным фактором для получения больших значений η_p . По мере увеличения степени двухконтурности скорость истечения уменьшается тяговый к. п. д. увеличивается и достигает максимального значения при скорости полета, равной скорости вытекающей реактивной струи.

Замена ТРД на ДТРД позволяет увеличить коммерческую загрузку при данной дальности полета (из-за уменьшения потребного запаса топлива), сократить взлетную дистанцию при данной массе самолета, а также снизить удельный расход топлива и уровень шума.

При сверхзвуковых скоростях полета в диапазоне чисел $M = 2 \dots 3$ наиболее экономичными являются ТРД и ДТРД. Для обеспечения хороших характеристик в широком диапазоне скоростей ТРД, как правило, имеет форсажную камеру, а ДТРД – форсаж во втором контуре. Степень сжатия обоих типов двигателей должна быть $\pi_k = 9 \dots 12$.

Применение ГТД для силовых установок воздушных судов ограничено числом $M = 3,5$. При больших скоростях полета лучшей экономичностью обладают прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с дозвуковым сгоранием ($M \leq 8$) и ПВРД со сверхзвуковым сгоранием ($M \geq 8$). Экономичность и удельная тяга ПВРД при числах $M \geq 3,5$ достигают и даже превосходят аналогичные характеристики ТРД с форсажной камерой (ТРДФ). Благодаря малой удельной массе, простоте конструкции ПВРД могут успешно применяться и при меньших скоростях полета, но невозможность самостоятельного взлета и незначительная эффективность при малых скоростях полета являются их существенными недостатками. Поэтому ПВРД встречаются только в комбинации с другими типами двигателей или же разгон ВС с ПВРД осуществляется за счет тяги силовой установки ВС - носителя.

Наиболее перспективно применение комбинированных двигателей (ТРД+ПВРД), причем до скорости, соответствующей числу $M = 3,5$, двигатель работает как ТРД, затем газотурбинный тракт закрывается, и на гиперзвуковых скоростях двигатель работает как ПВРД.

Ракетные двигатели (РД) по величине развиваемой тяги превосходят все типы авиационных двигателей. Основные преимущества РД заключаются в том, что их тяга не зависит от высоты полета; они имеют малую удельную массу и высокий к. п. д. при сверхзвуковых скоростях полета, а недостатком является ограниченное время полета при

непрерывной работе РД из-за больших расходов топлива. Все это позволяет использовать РД и особенно жидкостные реактивные двигатели (ЖРД) для достижения больших высот и скоростей полета. ЖРД применяют для запуска ракет различного назначения, включая межконтинентальные баллистические и космические ракеты. На некоторых летательных аппаратах РД и ЖРД используют в качестве ускорителей для кратковременного увеличения тяги при взлете и в полете.

2. 2. КОЛИЧЕСТВО ДВИГАТЕЛЕЙ

Необходимое количество двигателей для силовой установки воздушного судна зависит от многих факторов, обусловленных его назначением, основными параметрами и летными характеристиками, безопасностью, экономичностью и регулярностью полетов. В технических требованиях к пассажирскому самолету задаются: крейсерская скорость на расчетной высоте полета $V_{кр}$, длина разбега L_p при стандартных атмосферных условиях, т. е. $p_o = 760$ мм рт. ст. (101325 Па), $t = 15^\circ\text{C}$ ($T_o = 288,15\text{K}$), $\rho_o = 1,225$ кг/м³ а также минимально допустимая вертикальная скорость V_y или минимальный угол наклона траектории θ при отказе одного из двигателей.

Исходя из этого располагаемая тяга двигателей, установленных на самолете, определяется следующими условиями:

- обеспечением взлета самолета с взлетно-посадочной полосы (ВПП) заданной длины;
- возможностью продолжения взлета и набора высоты при отказе одного из двигателей;
- заданным уровнем шума в районе аэродрома при взлете самолета.

Взлетная тяга $P_{взл}$ в МПа и мощность $N_{взл}$ в кВт, потребные для взлета самолета с заданной длины ВПП, могут быть определены по значению $P_{ср}$:

– для самолетов с ТРД

$$P_{взл} = \frac{P_{ср}}{0,93},$$

– для самолетов с ПД или ТВД

$$P_{взл} = (17,6 \div 20,4) N_{взл},$$

при этом максимальное значение силы тяги воздушного винта определяется по взлетной мощности $N_{взл}$ при работе винта на месте.

Среднее значение тяги $P_{ср}$ в Н за время разбега от момента страгивания самолета до достижения скорости отрыва находят из уравнения

$$P_{ср} = 100mg \left[\frac{V_{отр}^2}{2L_p} + \frac{I}{3} \left(\frac{I}{K_{взл}} + 2f \right) \right],$$

где m – масса самолета, кг; $V_{отр}$ – скорость отрыва самолета от ВПП, м/с; L_p – длина разбега, м; $K_{взл}$ – качество самолета в момент отрыва при механизации крыла во взлетном положении; f – коэффициент трения колес о ВПП при разбеге; g – ускорение свободного падения, м/с².

Значение скорости $V_{отр}^2$ в первом приближении:

– для самолетов с ТРД

$$V_{отр}^2 = 175 \frac{P_0}{C_{y_{a \max}}};$$

– для самолетов с ПД и ТВД

$$V_{отр}^2 = \frac{130 P_0}{C_{y_{a \max}}},$$

где p_0 – удельная нагрузка на крыло при разбеге. Па; $C_{y_{a\max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы при отклонении механизации крыла во взлетное положение.

Одним из основных требований, предъявляемых к пассажирскому самолету, является способность продолжать взлет и набор высоты при отказе одного из двигателей. При этом для обеспечения безопасности при продолжении взлета и при наборе высоты с одним отказавшим двигателем вертикальная скорость набора высоты V_y должна составлять 2 м/с, угол наклона траектории взлета Θ должен быть больше минимально допустимого угла, который равен $1^\circ 30'$. Значения V_y и Θ и определяют выбор числа двигателей.

Как известно из курса аэродинамики, уравнения движения самолета при наборе высоты можно записать в виде:

$$P = X_\alpha + mg \cdot \sin \Theta; Y_\alpha = mg \cdot \cos \Theta,$$

где P – сила тяги, Н; X_α – сила лобового сопротивления, Н; mg – сила тяжести, Н; Θ – угол подъема, (°); Y_α – подъемная сила, Н. Так как

$$C_{x_{a\text{взл}}} = \frac{C_{y_{a\text{взл}}}}{K_{\text{взл}}}, \quad \text{то}$$

$$P = \frac{C_{y_{a\text{взл}}}}{K_{\text{взл}}} - S_\rho \frac{V_{\text{взл}}^2}{2} + mg \sin \Theta,$$

где $C_{x_{a\text{взл}}}$, $C_{y_{a\text{взл}}}$, $K_{\text{взл}}$ – коэффициенты подъемной силы лобового сопротивления и качества с учетом отклонения механизации крыла во взлетное положение; ρ – плотность воздуха, кг/м³. Но

$$C_{y_{a\text{взл}}} = \frac{S_\rho V_{\text{взл}}^2}{2} + mg \cos \Theta,$$

тогда потребная тяга двигателей для набора высоты будет равна:

$$P_{\text{номр}} = mg \left(\frac{\cos \Theta}{K_{\text{взл}}} + \sin \Theta \right).$$

Так как при отказе одного двигателя угол $\Theta = 1,5^\circ$, то можно принять, что $\cos \Theta = 1$. Поэтому потребная тяга двигателей для продолжения взлета самолета при условии отказа одного из двигателей определяется по формуле

$$P_{\text{номр}} = mg \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \sin \Theta \right).$$

Располагаемая тяга всех двигателей, выбранная из условия отказа одного из них при взлете, составит:

– для самолета с двумя двигателями

$$P_{\text{расн}} = 2mg \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \sin \Theta \right),$$

– с тремя двигателями

$$P_{\text{расн}} = \frac{3}{2} mg \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \sin \Theta \right),$$

– с четырьмя двигателями

$$P_{\text{расн}} = \frac{4}{3} mg \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \sin \Theta \right).$$

В общем случае (при числе двигателей $i \geq 2$) располагаемая тяга

$$P_{расч} = \frac{i}{i-1} mg \left(\frac{I}{K_{взл}} + \sin \Theta \right).$$

По формуле определяем тягу, потребную для обеспечения взлета самолета в зависимости от необходимой длины разбега, по формулам находим располагаемую тягу из условия взлета самолета с одним отказавшим двигателем.

Сравнивая значения тяг, определенных по формулам, делаем вывод, что на самолете необходимо устанавливать столько двигателей, чтобы располагаемая тяга, полученная из условия продолжения взлета при одном отказавшем двигателе, примерно равнялась потребной тяге, необходимой для обеспечения заданной длины разбега, кроме того, должна быть достаточной для получения заданной крейсерской скорости на расчетной высоте полета.

Установка двух двигателей характерна для средних и ближних магистральных самолетов (ТУ-124, ТУ-134, АН-24).

Три двигателя целесообразно устанавливать на средних и дальних магистральных самолетах (ТУ-154), четыре—на дальних магистральных и межконтинентальных самолетах (ТУ-114, ИЛ-62), взлетающих с аэродромов, имеющих большие ВПП (2500 м и более). Тяговооруженность таких самолетов составляет 0,22...0,27.

Характерной особенностью самолетов с четырьмя двигателями является большая удельная нагрузка на крыло и значительно меньшая удельная масса силовой установки, чем у самолетов с двумя двигателями, что позволяет увеличить относительную массу топлива и, следовательно, получить большие дальности полета.

Выбор двигателей для сверхзвуковых пассажирских самолетов обусловлен широким диапазоном режимов полета, экономичностью и надежностью силовой установки. Максимальная тяга двигателей для сверхзвукового самолета определяется не условиями взлета, а условиями разгона при переходе через звуковой барьер. На этапе взлета у сверхзвукового пассажирского самолета есть запас тяги (тяговооруженность 0,4 и более), что обеспечивает взлет с таких же ВПП, с каких взлетают современные дозвуковые самолеты, даже в случае отказа одного из двигателей.

При этом суммарная тяга оставшихся двигателей будет достаточной для завершения взлета, набора безопасной высоты и выполнения полета.

На самолетах большой пассажировместимости (аэробусах) силовая установка состоит из двух (при взлетной массе $m_{взл} = 120...150$ т) или трех (при взлетной массе $m_{взл} = 180...200$ т) двигателей с высокой степенью двухконтурности. На аэробусе с взлетной массой 180...200 т оказывается эффективной установка четырех двигателей с малой степенью двухконтурности, если они имеют малые значения удельной массы и удельного расхода топлива, высокий ресурс, надежность и оптимальное сочетание всех показателей.

Силовые установки вертолетов весьма разнообразны и зависят от схемы и компоновки вертолета. Выбор двигателей для вертолетов указывается в тактико-технических требованиях, но для пассажирских вертолетов обязательна установка не менее двух двигателей с учетом возможности полета с одним работающим двигателем на экономической скорости без снижения. При этом вертикальная скорость (при максимальной мощности одного двигателя) должна быть не менее 1 м/с.

В настоящее время построены и ведутся дальнейшие разработки самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП), для которых надежность силовой установки является главным фактором, определяющим безопасность на различных режимах полета (взлет, посадка, переходные режимы), так как необходимая тяга и управление СВВП обеспечиваются силовой установкой.

Для СВВП с единой силовой установкой наиболее часто применяются ТВД, ДТРД и ТРД. Число двигателей зависит от **исходной тяговооруженности и тяговооруженности после отказа одного из двигателей** и колеблется от 3 до 8. Если единая силовая установка состоит из ДТРД и ТРД, то при отказе одного из двигателей для обеспечения безопасности

полета необходимо выключить симметричный двигатель. У таких СВВП число двигателей в 2 раза больше, чем у СВВП с ТВД.

У СВВП с составной силовой установкой число подъемных двигателей выбирается аналогично СВВП с единой силовой установкой. При суммарной тяговооруженности 1,2 и более и тяговооруженности подъемных или подъемно-маршевых двигателей от 0,3 до 0,7 потребное число этих двигателей составляет от одного до двух, а при необходимости выключения симметричного двигателя – от двух до четырех.

У СВВП с силовой установкой, имеющей агрегаты усиления тяги, безопасность полета при отказе одного из двигателей обеспечивается путем подбора необходимого количества двигателей. Обычно силовая установка такого СВВП состоит из двух или трех двигателей, если суммарная тяговооруженность равна 1,1...1,3 при тяговооруженности оставшихся двигателей 0,8...0,9. При отказе одного из двигателей (при двух двигателях и двух турбовентиляторных агрегатах – ТВА) вертикальная тяга ТВА уменьшится не в 2 раза, а только в 1,6...1,65 раза.

2.3. РАЗМЕЩЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ

Компоновка авиационных силовых установок разнообразная зависит от числа и типа двигателей, их габаритов, назначения воздушного судна и его летно-технических характеристик (скорость, дальность полета, высотность, грузоподъемность и т. д.) при выполнении требований, предъявляемых к самой силовой установке. Компоновка двигателей на воздушном судне влияет на его аэродинамику, устойчивость и управляемость; на безопасность и комфорт; эксплуатационные свойства и экономику; на прочность и массу, на общую компоновку, центровку и геометрические параметры.

Двигатели могут размещаться в фюзеляже, на крыле, в гондолах, установленных под крылом, или в хвостовой части фюзеляжа. Наличие воздушного винта на ПД и ТВД во многом определяет компоновку этих двигателей. Один ПД и ТВД (для спортивных тренировочных и самолетов специального назначения) с тянущими винтами обычно располагается в носовой части (рис. 2.3) внутри фюзеляжа или с толкающим винтом в хвостовой части гондолы.

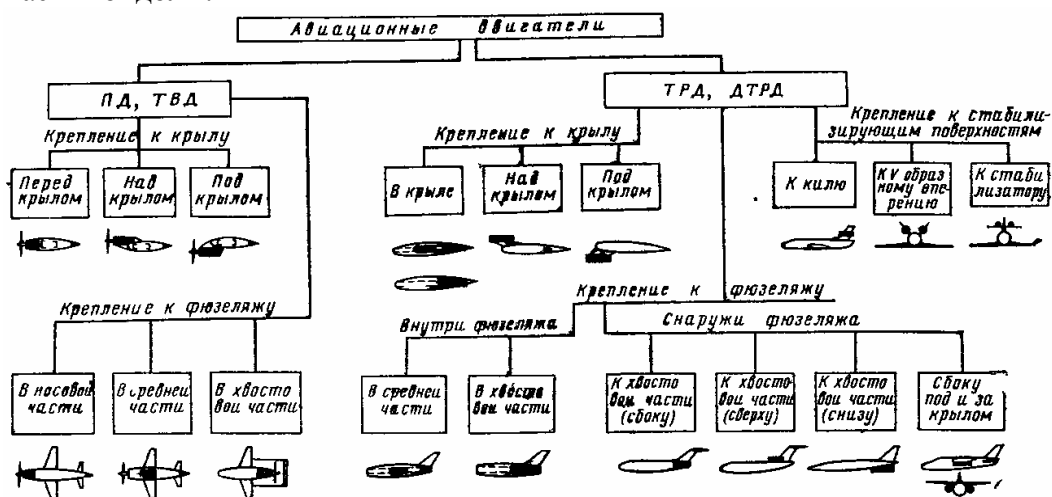


Рис. 2.3. Размещение двигателей на воздушных судах

Силовые установки с двумя или четырьмя ПД или ТВД размещаются обычно в передней части крыла. Месторасположение гондол двигателей вдоль размаха крыла определяется диаметрами воздушных винтов, а размещение силовых установок у фюзеляжа - расстоянием винта от него или колесей главного шасси.

Поршневые и турбовинтовые двигатели на крыле размещаются чаще всего впереди силовой части крыла, над ней или в уровне с верхним обводом крыла.

Отсутствие винта на самолетах с турбореактивными двигателями открывает широкие возможности для размещения двигателей - от полностью вынесенных наружу гондол до совершенно скрытых внутри фюзеляжа или крыла двигателей.

Один или два ТРД находятся обычно внутри хвостовой части фюзеляжа (совмещенная с фюзеляжем схема).

Совмещенная схема расположения двигателей является единственно возможной для самолетов с крылом переменной стреловидности.

На пассажирских самолетах существуют три способа размещения ТРД и ДТРД: в корневой части крыла, на пилонах под крылом и в хвостовой части фюзеляжа.

При первом способе (самолеты ТУ-104 и ТУ-124) двигатели размещаются за силовой частью крыла или внутри нее. При установке двигателей за силовой частью крыла обеспечивается удобный подход к ним, а также возможность замены ТРД на ДТРД без существенных доработок.

При расположении двигателей внутри силовой части они имеют воздушные каналы малой длины, но большие удлинительные трубы для отвода выходящих газов за пределы крыла; в этой схеме масса конструкции увеличивается за счет удлинительных труб и ухудшается подход к двигателю.

Широкое распространение на иностранных самолетах получила схема размещения двигателей на пилонах под крылом.

В настоящее время на пассажирских самолетах широко применяется размещение двигателей в хвостовой части фюзеляжа и внутри фюзеляжа (ИЛ-62, ТУ-154, ТУ-134, ЯК-40).

Иногда одновременно с расположением двигателей в гондолах на хвостовой части фюзеляжа дополнительно внутри фюзеляжа размещают еще один двигатель.

Силовые установки вертолетов по размещению делятся на две группы: внутренние силовые установки, расположенные внутри фюзеляжа, и внешние силовые установки, расположенные в отдельных гондолах вне или сверху фюзеляжа. Положение двигателя на вертолетах определяется требованием рационального размещения трансмиссии, возможностью нормального охлаждения двигателя на всех режимах полета и в любое время года, легкостью монтажа и демонтажа двигателя и удобством подхода к двигателю во время эксплуатации.

На сверхзвуковых пассажирских самолетах из соображений малой интерференции гондолы двигателей должны быть расположены под крылом в задней его части. В этом случае рационально применять не отдельные гондолы, а гондолу, составляющую одно целое с конструкцией самолета, при этом часть корпуса двигателя утоплена в конструкции крыла. Расположение гондол двигателей в задней части крыла обеспечивает уменьшение лобового сопротивления, так как вокруг гондол повышается давление и, следовательно, возрастает подъемная сила без увеличения лобового сопротивления (положительная интерференция).

Двигатели могут размещаться в одной гондole по оси самолета, попарно или отдельно под крылом (см. рис. 2.3).

С аэродинамической точки зрения, размещение двигателей в одной гондole предпочтительнее других схем.

Достоинствами раздельного расположения двигателей являются: короткие и легкие воздухозаборники; разгрузка крыла в полете; отказ одного из двигателей не влияет на работу других двигателей (двигатели не связаны одним воздухозаборником); проще обслуживание и замена двигателей, а недостатком — меньшее увеличение подъемной силы от сжатия (положительная интерференция): если в других схемах положительная интерференция ($+ \Delta C_{y_a}$) составляет 20%, то в этой схеме вдвое меньше.

Вспомогательные силовые установки (ВСУ) обычно размещают в хвостовой части фюзеляжа или в гондole одного из двигателей: первый вариант предпочтительнее.

ВСУ служат для обеспечения работы системы кондиционирования воздуха на стоянке самолета при посадке пассажиров и в ожидании взлета, запуска двигателей, обогрева крыла

и оперения и обеспечения заправки самолета топливом, а также в качестве бустерных двигателей, используемых для обеспечения необходимых взлетных характеристик ВС.

2. 4. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выбор конструкции крепления двигателей зависит от типа двигателя, компоновки его на воздушном судне, а также от величины и направления приложенных сил. К креплению двигателей предъявляются следующие основные требования:

- способность воспринимать все нагрузки, возникающие в любых условиях полета;
- быть прочным и жестким при минимальной массе; поглощать вибрации двигателя и воздушного винта с тем, чтобы они не передавались на конструкцию воздушного судна;
- компенсировать температурные перемещения двигателя и не вызывать дополнительные нагрузки на гондолу и двигатель; обеспечивать быстрый монтаж и демонтаж.

В настоящее время на воздушных судах все чаще применяются быстросъемные силовые установки, что позволяет монтировать и демонтировать двигатель со всеми агрегатами и деталями, установленными на нем. В этом случае заранее смонтированный двигатель может быть предварительно опробован. Из двигателя газы должны выходить на определенном расстоянии, чтобы не повреждать поверхности ВПП.

Крепление двигателя должно быть выполнено так, чтобы его корпус не входил в силовую схему летательного аппарата. Крепление должно обеспечивать взаимозаменяемость двигателей, легкий и свободный доступ ко всем агрегатам, требующим периодического осмотра и регулировки во время эксплуатации. Удобству обслуживания всегда уделялось большое внимание, но сейчас по своему значению простота обслуживания рассматривается наравне с важнейшими качествами силовой установки, такими как надежность, масса и др.

Действующие нагрузки

В процессе эксплуатации на крепление двигателей действуют массовые и аэродинамические силы, сила тяги и реактивный момент воздушного винта. Величина этих сил и момента зависит от типа двигателя, его компоновки и маневренных характеристик летательного аппарата. Массовые силы определяются в зависимости от массы силовой установки m_{cy} , в которую входит масса двигателя с оборудованием, креплением, капотом, гондолой, винтом и другими агрегатами, расположенными на двигателе.

Масса силовой установки:

для самолетов с ТВД $m_{cy} = (1,9 \dots 2,2) \cdot m_{дв}$,

для самолетов с ТРД $m_{cy} = (1,2 \dots 1,6) \cdot m_{дв}$,

где $m_{дв}$ — масса двигателя, кг.

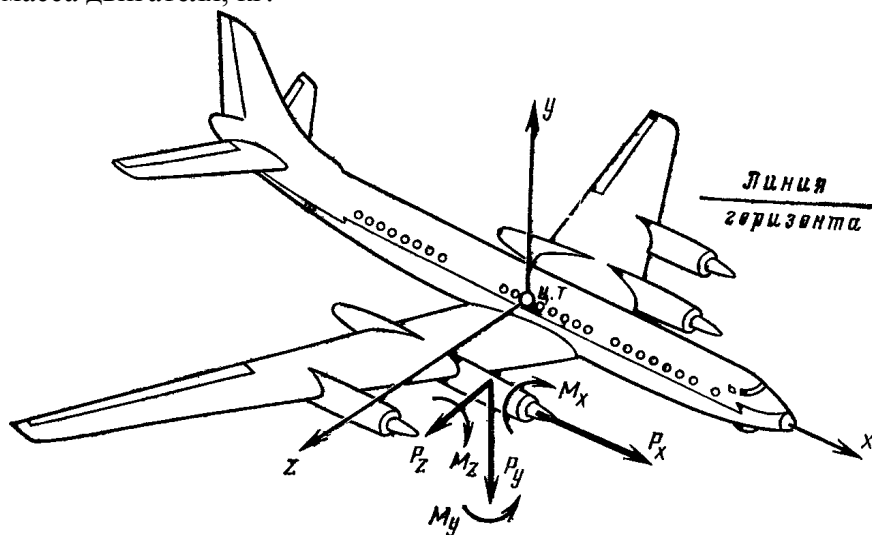


Рис. 2.4. Силы и моменты, действующие на силовую установку

Массовые силы приложены в ЦТ силовой установки и могут быть направлены по осям x , y и z (рис. 2.4).

При изменении траектории воздушного судна возникает гироскопический момент

$$Mr = I_x \omega_x \omega_i \cdot \sin(\omega_x \cdot \omega_i),$$

где I_x – массовый момент инерции воздушного винта и ротора двигателя, кг·м² [Н·м·с²];

ω_x – угловая скорость вращения частей двигателя, рад/с;

ω_i – угловая скорость вращения воздушного судна относительно 1-й оси (y или z), рад/с.

Гироскопический момент стремится повернуть ось двигателя к i – й оси так, чтобы вектор угловой скорости ω_x совместился с вектором угловой скорости вращения воздушного судна ω_i .

На узлы крепления ПД и ТВД действует реактивный момент воздушного винта, направленный в сторону, обратную вращению винта

$$M = \frac{I}{2\pi} \cdot \frac{N}{n}$$

где N – мощность, развиваемая на валу винта, Вт;

n – частота вращения, 1/с.

Аэродинамические силы, действующие на капоты и гондолы двигателей, определяются путем продувок, учитываются в основном при расчете капотов, гондол и воздушных каналов.

Силы и моменты, действующие на крепление двигателей, при эксплуатации воздушного судна могут принимать различные значения. Нормами летной годности (НЛГС-2) выбран ряд положений воздушного судна, обуславливающих наиболее тяжелые случаи нагружения его основных частей и деталей, называемых случаями нагружения.

Для расчета крепления двигателей предусмотрены следующие случаи нагружения.

Случай Ад – криволинейный полет ВС при углах атаки, соответствующих максимальному значению коэффициента подъемной силы $C_{ya \max}$. Эксплуатационная нагрузка, направленная перпендикулярно оси двигателя сверху вниз,

$$P^3 = n_{\max \text{ и.т.}}^3 m_{cy} g,$$

где $n_{\max \text{ и.т.}}^3$ – коэффициент эксплуатационной перегрузки для центра тяжести ВС; g – ускорение свободного падения.

Расчетная нагрузка

$$P_{\text{расч}} = P^3 \cdot f,$$

где f – коэффициент безопасности, равный 1,5.

Кроме этой силы, следует учитывать суммарный гироскопический момент двигателя и винта. Аэродинамические силы на капоте равны нулю.

Случай Ад – криволинейный полет ВС с максимальной перегрузкой и максимальным скоростным напором $q_{\max \max}$. Расчетная нагрузка от массы и гироскопического момента определяется аналогично случаю Ад, но в этом случае, кроме того, предусматривается еще действие аэродинамической силы P^3_{aep} на капот и пилон (по продувкам моделей капота и пилон в аэродинамических трубах). Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай Дд соответствует минимальному значению коэффициента подъемной силы. Эксплуатационная нагрузка P^3 приложена в ЦТ силовой установки и направлена перпендикулярно оси двигателя снизу вверх

$$P^3 = n_{\min \text{ и.т.}}^3 m_{cy} g.$$

На крепление действует также гироскопический момент двигателя и винта; аэродинамические силы на капоте равны нулю. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай Д"д – криволинейный полет с отрицательной перегрузкой и скоростным напором $q_{\max\max}$. Нагрузка для этого случая определяется аналогично случаю Дд, но, кроме того, учитывается и аэродинамическая сила на капот и пилон $P_{\text{аэр}}$. Коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Случай Нд соответствует боковому нагружению. На крепление действуют силы $P_y^{\partial} = m_{\text{cy}} \cdot g$, $P_z^{\partial} = n_{\text{нц.т}}^{\partial} m_{\text{cy}} \cdot g$ и гироскопический момент.

При $S_{\text{кр}} \leq 80 \text{ м}^2$ $n_{\text{нц.т}}^{\partial} = \pm 1,5$; при $S_{\text{кр}} \geq 100 \text{ м}^2$ $n_{\text{нц.т}}^{\partial} = \pm 1,0$. Если $S_{\text{кр}}$ находится в диапазоне $80 \dots 100 \text{ м}^2$ то $n_{\text{нц.т}}^{\partial}$ определяется интерполяцией. Коэффициент безопасности $f = 2$.

Случай Мд (только для ТВД) и Тд (только для ТРД) – работа двигателя на стоянке. Крепление двигателя нагружено максимальной тягой, вертикальной нагрузкой $P_y = m_{\text{cy}} \cdot g$, реактивным моментом от винта и максимальной отрицательной тягой.

Коэффициент безопасности $f = 2$ для случая Мд; $f = 1,3$ для случая Тд.

Нормы летной годности предусматривают также нагружение креплений двигателя силами для совместных случаев нагружения Ад + Мд (Ад + Тд), Дд + Мд (Дд + Тд), Нд + Мд (Нд + Тд), а также силами для всех случаев нагружения шасси. При совместных случаях нагружения эксплуатационные нагрузки берутся согласно случаям Ад, Дд и Нд, а значения тяги и момента для случая Мд (Тд) – из аэродинамического расчета в соответствии с рассматриваемым расчетным случаем.

2.5. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ

На очертание и силовую схему крепления двигателя существенное влияние оказывают тип двигателя и его компоновка на ВС. Чаще всего конструктивные схемы крепления двигателей представляют собой пространственные фермы, соединяющие двигатель с корпусом ВС и имеющие не менее шести стержней. При этом стержни должны быть расположены так, чтобы обеспечивалась геометрическая неизменяемость системы. Однако часто встречаются фермы, имеющие больше шести стержней, что способствует повышению живучести системы. Все силовые элементы крепления двигателя выполнены из легированных высокопрочных сталей, термически обработанных до $\sigma_B = 1100\text{—}1200 \text{ МПа}$.

Крепление звездообразного ПД (рис. 2.5) состоит из трубчатого кольца, к которому крепится картер двигателя, и восьми приваренных к кольцу стержней, соединяющихся с каркасом самолета. Кольцо и стержень соединены в узлах сваркой. Для усиления сварных узлов стыковка труб выполнена с помощью косынок. В местах крепления фермы к каркасу самолета в стержни вварены проушины или фитинги. Картер двигателя крепится к кольцу с помощью шпилек на резиновых втулках. Узлы крепления фермы к каркасу самолета имеют резиновые амортизаторы.

С точки зрения строительной механики конструкция крепления двигателя представляет собой пространственную ферму и относится к классу сложных статически неопределимых систем.

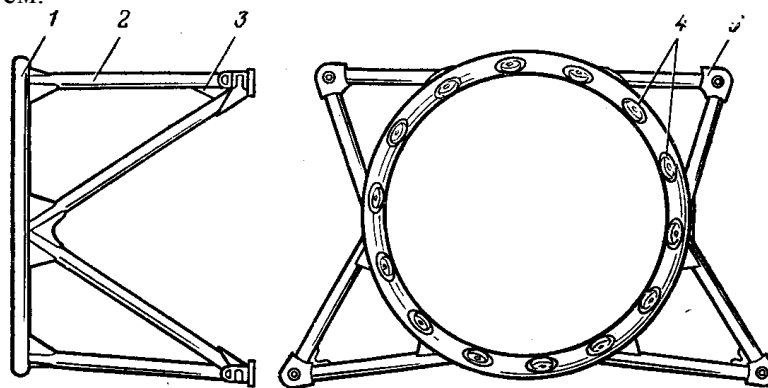


Рис. 2.5. Рама поршневого звездообразного двигателя:

1 – кольцо рамы; 2 – подкос; 3 – косынка; 4 – гнезда; 5 – конусная опора.

Узлы крепления соединены сваркой, и их можно считать жесткими. В этом случае при нагружении фермы стержни будут работать на растяжение – сжатие и на изгиб. Но так как изгиб небольшой, то при расчетах сварочные, жесткие узлы можно считать идеальными шарнирами, работающими без трения, а трубчатое кольцо и картер двигателя – за абсолютно жесткие тела. Тогда стержни моторной рамы будут работать только на растяжение – сжатие.

ТВД на воздушном судне крепятся с помощью пространственных стержневых систем, соединенных с узлами двигателя. Крепление может быть форменного и ферменно-балочного типа.

Двигатель к центроплану крыла (рис. 2.6) может крепиться посредством быстросъемной пространственной двухъярусной фермы и демпферов крепления двигателя к раме. К четырем демпферам 4 и 9 рамы двигатель прикреплен с помощью двух передних и двух задних цапф. Нагрузку от тяги винта и часть нагрузки от массы двигателя, распределенную по правилу рычага, воспринимают передние амортизаторы 9. Задние амортизаторы 4 воспринимают только часть массы двигателя.

Крепление двигателя состоит из рамы и силовой фермы. Рама имеет восемь подкосов: шесть из стальных труб, на концах которых приварены крепежные детали, два (задних) – пустотелые стержни со смонтированными на них амортизаторами. Верхние, нижние и задние подкосы рамы имеют на одном конце вилки с резьбовыми наконечниками для регулировки оси двигателя. Силовая ферма 6 служит для крепления рамы двигателя и силового шпангоута 7 к лонжерону центроплана и состоит из восьми подкосов с узлами крепления.

Конструкция крепления двигателя ферменно-балочного типа (рис. 2.7) состоит из двух балок 5 и шести подкосов. Балки работают на изгиб от боковых сил, а стержни воспринимают лишь осевые нагрузки.

Двигатель крепится на четырех цапфах. Передние цапфы 1 вставлены в амортизаторы, и через балки и верхние подкосы передают нагрузки на силовой шпангоут гондолы двигателя. Нагрузка от задних цапф передается на силовой шпангоут гондолы посредством подкосов-демпферов. Положение двигателя можно изменять регулированием длины внутренних подкосов 6 и задних амортизаторов.

ТРД на ВС крепятся с помощью рам, состоящих из стержней, или, если двигатель расположен на пилоне под крылом или в хвостовой части фюзеляжа, – с помощью вильчатых узлов, расположенных сверху на корпусе двигателя. Особенностью крепления ТРД является наличие на самом двигателе силовых поясов, один из которых является основным (минимальное количество силовых поясов – два). На основном силовом поясе расположены узлы, воспринимающие нагрузки P_x , P_y и P_z , а также моменты M_x и M_y , на дополнительных поясах – узлы, воспринимающие нагрузку P_y и момент M . ТРД имеет напряженный температурный режим, вследствие чего его корпус подвержен значительным температурным расширениям, поэтому двигатель должен быть закреплен так, чтобы компенсировать температурные перемещения его корпуса.

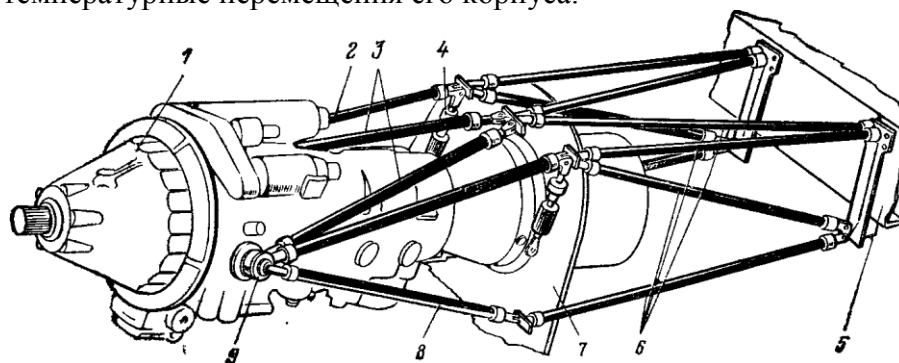


Рис. 2.6. Ферменное крепление ТВД:

1 – двигатель; 2, 3, 8 – боковой, верхние и нижний подкосы; 4 – подкос-демпфер; 5 – лонжерон центроплана крыла; 6 – силовая ферма; 7 – силовой шпангоут; 9 – передний

демпфер

Особенностью крепления ТРД к силовым шпангоутам фюзеляжа (рис. 2.8) является его асимметрия. Внутри стержневой системы, состоящей из шести основных стержней (3, 4, 5, 6, 8 и 9) и одного дополнительного 7, имеется плоский узел, образованный стержнями 1 и 2. Правильное положение двигателя на самолете достигается регулировкой длины шести основных стержней. Каждый стержень имеет резиновый демпфер для поглощения вибраций во время работы двигателя.

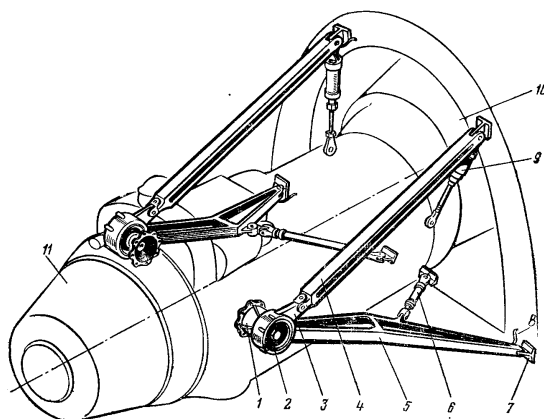


Рис. 2.7. Ферменно-балочное крепление ТВД:

1 – передняя цапфа; 2 – место переднего амортизатора; 3 – серьга; 4 – верхний подкос; 5 – балка; 6 – внутренний подкос; 7 – кронштейн; 8 – перемычка металлизации; 9 – подкос демпфер; 10 – шпангоут gondолы; 11 – двигатель

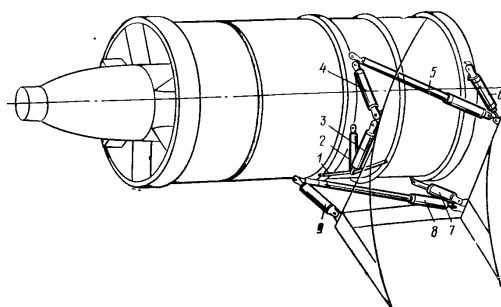


Рис. 2.8. Крепление ТРД, расположенного в корневой части крыла:

1, 2 – стержни; 3 4, 5, 6, 8, 9 – основные стержни; 7 – дополнительный стержень

Особый интерес представляет крепление ТРД, расположенных на пилонах в хвостовой части фюзеляжа (рис. 2.9). Кессон 4 гондол двигателя является силовым промежуточным звеном между двигателем и фюзеляжем. Каждый двигатель крепится к штампованным и механически обработанным консольным балкам 2 и 3, присоединяемым по две с каждой стороны фюзеляжа в плоскости переднего и заднего поясов крепления двигателя.

Кессон с помощью узлов 8 крепится к двум силовым шпангоутам фюзеляжа, изготовленным из легкого сплава. На передней балке установлены узлы 5 и 7, воспринимающие нагрузки P_x , P_y и P_z , а также моменты M_x , M_y и M_z . Узлы крепления 6 двигателя на задней балке воспринимают силы P_y , P_z и моменты M_y и M_z и обеспечивают температурное расширение двигателя.

Аналогично выполнено крепление ТРД на пилонах, расположенных под крылом.

Конструкции крепления двигателей на вертолетах аналогичны конструкциям крепления двигателей на самолетах. При этом должна быть обеспечена возможность регулировки установки двигателя для соединения вала двигателя с редуктором.

2.6. РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ

Крепление двигателя должно быть рассчитано на все случаи, предусмотренные нормами летной годности, для чего необходимо определить силы и моменты, соответствующие случаям нагружения двигателей.

Рама звездообразного ПД (см. рис. 2.9) является дважды статически неопределимой, так как имеет два лишних стержня.

Учитывая, что она имеет плоскость симметрии, расчет можно упростить: разбить все нагрузки на группу симметричных и группу обратно симметричных. К первым относятся нагрузки, одинаковые по величине и симметрично расположенные относительно плоскости симметрии конструкции, а также нагрузки, лежащие в этой плоскости, ко вторым – нагрузки, одинаковые по величине, расположенные с обеих сторон плоскости симметрии конструкции таким образом, что они превращаются в симметричные, если с одной стороны плоскости симметрии направление нагрузок изменить на обратное.

В симметричных стержнях усилия от симметричных нагрузок равны по величине и знаку, а в обратно симметричных – по величине и противоположны по знаку. Следовательно, раму, показанную на рис. 2.9, можно считать как однажды статически неопределимую.

При определении усилий в стержнях рамы для различных случаев нагружения расчет удобно вести по симметричным и обратно симметричным нагрузкам в общем виде, учитывая сначала действие симметричных нагрузок, а затем – обратно симметричных.

Для проведения расчета как при действии симметричных, так и обратно симметричных нагрузок необходимо:

- 1) выбрать основную систему;
- 2) определить усилия R_p , возникающие в стержнях основной системы от действия заданной нагрузки;
- 3) найти усилия R_1 , возникающие в стержнях основной системы от единичных сил, приложенных по направлению лишних неизвестных в нарушенных связях;
- 4) вычислить перемещения в основной системе по формулам:

$$\delta_{11} = \sum \frac{R_1^2 l}{EF}; \quad \Delta_{1p} = \sum \frac{R_p R_1 l}{EF};$$

где δ_{11} перемещение по направлению R_1 от $R_1 = 1$; l , E , F – длина, модуль упругости материала и площадь поперечного сечения стержня;

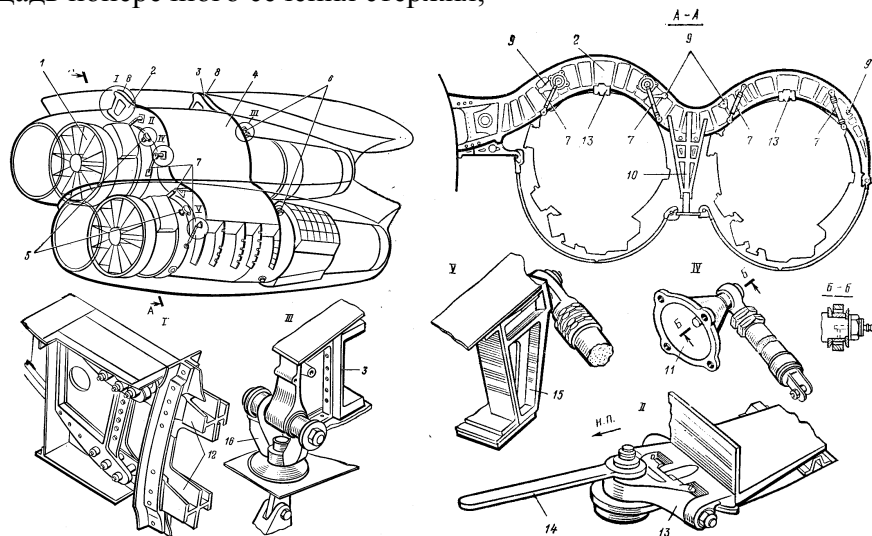


Рис. 2.9. Крепление двигателей к гондолам, расположенным в хвостовой части фюзеляжа:

1 – двигатель; 2 – передняя двухарочная балка; 3 – задняя двухарочная балка; 4 – кессон гондол двигателей; 5 – передние узлы крепления двигателей; 6 – задние узлы крепления двигателей; 7 – передние амортизаторы; 8 – узлы крепления гондол двигателей

к фюзеляжу; 9 – опоры подъемного приспособления; 10 – межгондольная жаропрочная перегородка; 11 – кронштейн крепления двигателей; 12 – поперечная балка фюзеляжа; 13 – шарнирный кронштейн; 14 – ручка для регулировки двигателя в гондole; 15 – боковой кронштейн внешней гондолы; 16 – качалка двигателя

Δ_{lp} – перемещение по направлению R_l от внешней нагрузки;

5) решить каноническое уравнение:

$$\delta_{lp}X_p + \Delta_{lp} = 0 \quad X_p = -\frac{\Delta_{lp}}{\delta_{lp}},$$

где X_p – усилия в лишних стержнях от заданной нагрузки;

6) найти полное усилие в стержнях способом наложения:

$$R = R_p + R_l X_p$$

Перед этим необходимо вычислить косинусы углов, образуемых направлениями стержней и осями координат, согласно табл. 2.1. Схемы крепления, представленные на рис. 2.6, 2.7 и 2.8 рассчитываются аналогично.

Длина проекции

Таблица 2.1

Стержень	Длина проекции стержня на ось, м			Длина стержня, м	Значение косинуса			
	x	y	z		l_x	l_y	l_z	
				$l = \sqrt{l_x^2 + l_y^2 + l_z^2}$	$\cos(ix)$	$\cos(iy)$	$\cos(iz)$	$\frac{l_z}{l}$

2.7. ВИБРАЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Главными причинами вынужденных колебаний силовых установок являются неуравновешенность винтов, вращающихся и поступательно движущихся деталей двигателя, а также периодически меняющиеся аэродинамические силы, действующие на лопасти воздушного винта при прохождении их перед другими частями конструкции. Амплитуда колебаний в отдельных случаях достигает такой величины, что затрудняет нормальную работу приборов и механизмов и может вызвать разрушение элементов конструкции.

Вибрации уменьшают срок службы и надежность деталей и оборудования и могут явиться причиной усталостных разрушений конструкции.

Двигатель создает вибрации двух типов: механические и звуковые. Механические колебания создаются неуравновешенностью крутящего момента, неуравновешенными силами инерции поступательно движущихся частей, моментами этих сил и динамической неуравновешенностью вращающихся деталей двигателя. Аналогично этому воздушный винт вызывает механические и звуковые колебания. Механические импульсы вызываются неполной статической, динамической и аэродинамической балансировкой винта.

Статическая неуравновешенность винта возникает при условии, что центр тяжести винта не совпадает с его осью вращения. Величина этих импульсов определяется допуском на балансировку винта.

Динамическая неуравновешенность винта возникает в том случае, когда центры тяжести отдельных лопастей лежат в разных плоскостях вращения винта, в результате чего возникает неуравновешенная пара сил, действующих относительно осей y и z с частотой, равной частоте вращения винта.

Аэродинамическая неуравновешенность винта возникает, если лопасти имеют различные углы установки и, следовательно, неодинаковые значения тяги, а также, если центры давления лопастей лежат на различном расстоянии от оси вращения, вследствие чего появляется неуравновешенный момент, действующий вокруг осей y и z с частотой

вращения винта. При работе на больших углах атаки на лопастях могут возникнуть срывные явления, которые вызовут колебания лопастей с частотой их собственных колебаний. Аэродинамическая неуравновешенность винта может возникнуть также и вследствие индукции крыла или фюзеляжа с воздушным винтом. При вращении лопасти винта проходят вблизи крыла, где поле скоростей воздушного потока отлично от поля скоростей вдали от крыла. Поэтому аэродинамические силы, действующие на винт, будут изменяться за каждый оборот с числом циклов, равным количеству лопастей винта. С такой же частотой винт вызывает вибрации обшивки фюзеляжа, если лопасти проходят вблизи него. Эти вибрации могут привести к усталостному разрушению элементов конструкции фюзеляжа, что особенно опасно для герметических кабин воздушных судов. Аэродинамическая неуравновешенность винта имеет большую величину на винтах изменяемого шага при неправильной работе механизма поворота лопастей. При работе винта в полете возникают также колебания, обусловленные гироскопическим эффектом винта.

Они возникают при криволинейном полете ВС при наличии двухлопастных винтов из-за неравенства моментов инерции винта относительно главных осей.

Возмущающие силы, возникающие при работе силовой установки, являются периодическими, кратными частоте вращающихся частей двигателя и воздушного винта. Так как на крепление действуют обычно несколько возмущающих периодических сил, то перемещения, вызванные этими силами, представляют собой результат наложения перемещений, вызванных каждой силой в отдельности. При этом, важное значение имеет соотношение частот собственных колебаний ν и возмущающих сил $\nu_{\text{воз}}$.

Частоты колебаний $\nu_{\text{воз}}$ двигателя (винта) линейно зависят от частоты вращения ротора двигателя (винта). Порядок гармоник возмущающих сил и моментов двигателя, вызывающих вибрации, для ПД: 0,5, 1, 2 ..., 0,5 ($a + 1$) (a – число цилиндров); для ТВД и ТРД: 1, 2

Порядок винтовых гармоник для k -лопастного винта: 1, 2, ..., k , mk (где $m = 2, 3$...).

Порядок гармоник определяется по отношению к частоте вращения коленчатого вала (для ПД), турбины (ТВД, ТРД и ДТРД) и винта.

Наиболее опасными являются вибрации с частотой n , $2n$ для самолетов с ПД; n для самолетов с ТРД; n_e , $2n_e$ для самолетов с ТВД (n и n_e – частота вращения ротора двигателя и воздушного винта соответственно).

Обычно частота собственных колебаний крепления двигателя лежит в диапазоне частот возбуждающих колебаний и может привести к возникновению резонанса.

Иногда сами по себе возмущающие силы двигателя имеют незначительную величину, но при резонансе создается большой динамический эффект.

Двигатель как твердое тело, шарнирно прикрепленное к воздушному судну с помощью упругой пространственной фермы, представляет собой систему, обладающую шестью степенями свободы: поступательными перемещениями в направлении осей x , y , z и угловыми смещениями, относительно этих осей и, следовательно, шестью частотами собственных колебаний. В зависимости от расположения ЦТ двигателя и центра жесткости крепления двигателя собственные колебания могут быть раздельными, двухсвязными и трехсвязными. Раздельные колебания возникают, когда ЦТ двигателя совпадает с центром жесткости крепления двигателя, двухсвязные колебания, когда ЦТ не совмещен с центром жесткости, но оба они лежат на одной оси, и трехсвязные колебания, – когда ЦТ не совпадает с центром жесткости, но оба лежат в одной плоскости. При раздельных колебаниях частоты собственных колебаний двигателя расположены в узком диапазоне. Совмещение центра жесткости с ЦТ осуществляется наклоном оси наибольшей жесткости амортизатора к продольной оси на некоторый угол.

Обычно бывают трехсвязные колебания, при которых перемещение вдоль какой-либо оси вызывает перемещение и повороты относительно двух других осей. Но благодаря подбору амортизаторов и конструкции системы крепления можно добиться разделения колебаний, а при раздельных колебаниях можно изменять какую-либо собственную частоту колебаний для устранения резонанса, не меняя собственных частот по другим направлениям.

Жесткость силовой установки неодинакова в различных направлениях и зависит от жесткости крепления двигателя и амортизации, она определяется по формулам:

$$K_{cy} = \frac{K_k + K_a}{K_k + K_a}, \quad R_{cy} = \frac{R_k + R_a}{R_k + R_a},$$

где K_{cy} и R_{cy} – жесткость силовой установки по одному из направлений и вокруг заданного направления;

K_k и K_a – линейная жесткость конструкции крепления и амортизации по тем же направлениям;

R_k и R_a – угловая жесткость конструкции крепления и амортизации вокруг тех же направлений.

Жесткость амортизации зависит от типа и расположения амортизаторов относительно центра тяжести силовой установки и представляет собой зависимость между усилием P и вызываемой этим усилием деформацией δ по каждому из главных направлений амортизатора. Жесткость конструкции крепления определяют опытным путем. Для этого в ЦТ конструкции крепления прикладывают единичные силу и момент в направлении искомой жесткости и находят линейное (δ_x , δ_y и δ_z) и угловое (ϕ , ψ и ν) перемещения. Величины, обратные линейному и угловому перемещениям, и будут линейной и угловой жесткостями: $K_{rx} = 1/\delta_x$, $K_{ry} = 1/\delta_y$, $K_{rz} = 1/\delta_z$, $R_{kx} = 1/\phi$, $R_{ky} = 1/\psi$ и $R_{kz} = 1/\nu$.

Зная конструкцию крепления двигателя, тип и расположение амортизаторов, можно определить частоту собственных колебаний силовой установки. Для раздельных колебаний частоты колебаний силовой установки вдоль и вокруг осей x , y , z определяются по формулам:

$$\nu_x = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_x}{M}}; \quad \nu_y = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_y}{M}}; \quad \nu_z = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_z}{M}}$$

$$\nu_\phi = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_x}{I_x}}; \quad \nu_\psi = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_y}{I_y}}; \quad \nu_\nu = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K_z}{I_z}};$$

где K_x , K_y , K_z – жесткости крепления двигателя в направлении осей x , y , z ; R_x , R_y , R_z – жесткости крепления относительно угловых перемещений относительно тех же осей; I_x , I_y , I_z – массовый момент инерции двигателя относительно тех же осей.

Используя явление резонанса, можно с помощью вибратора, который представляет собой динамически неуравновешенную систему, закрепленную на двигателе, определить частоту собственных колебаний силовой установки экспериментальным путем.

2. 8. АМОРТИЗАЦИЯ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для уменьшения вибраций и усилий в креплении двигателей необходимо уменьшать величину возмущающих сил путем улучшения балансировки двигателя и винта, применять специальные устройства – гасители колебаний (демпферы), рассеивающие значительную часть энергии колебаний и изменять жесткость колеблющейся системы и ее элементов для исключения резонанса.

Для уменьшения вредного воздействия возмущающей силы в конструкцию крепления вводится амортизация. Сущность ее состоит в том, что двигатель с ВС соединяется не жестко, а через упругие эластичные соединения (амортизаторы), которые резко снижают собственную частоту колебаний силовой установки.

Амортизаторы можно устанавливать как в узлах подвески двигателя к креплению, так и в узлах соединения крепления с воздушным судном. Последний способ является нежелательным, так как он оставляет конструкцию крепления в сфере действия возмущающих импульсов, в связи с чем повышаются вибрационные нагрузки и опасность

резонанса для крепления, кроме того, увеличивается расстояние амортизаторов до ЦТ двигателя, вследствие чего амортизаторы будут испытывать большие статические нагрузки.

Для амортизации в конструкцию крепления вводят подкосы-демпферы. В некоторых случаях амортизаторы устанавливают как в узлах подвески двигателя к конструкции крепления, так и в узлах подвески последней к воздушному судну, что наиболее полно изолирует воздушное судно от колебаний двигателя.

Применением амортизации можно создать условия для свободного колебания силовой установки относительно всех степеней свободы. Но при колебаниях вокруг осей y и z возникают вредные для винта и вращающегося ротора двигателя прецессионные колебания, вызываемые гироскопическим эффектом винта и ротора двигателя. В связи с этим круговая жесткость вокруг этих осей должна быть уменьшена. Наибольшие вынужденные импульсы действуют вдоль осей y и z и вокруг оси x , поэтому наиболее эффективная амортизация требуется по этим направлениям; в других направлениях допустимая жесткость амортизации и самих амортизаторов в несколько раз (до 10) больше. Кроме того, жесткость конструкции крепления неодинакова в различных направлениях и соответственно неодинаковы частоты собственных колебаний, что требует различной жесткости амортизации в различных направлениях.

В качестве упругого элемента амортизатора применяют резину. Модуль сдвига G резины в 6...10 раз меньше модуля упругости E . Применяя амортизаторы типа «втулка» (рис. 2.10) с различной толщиной резины в разных направлениях или заставляя работать резину по одним направлениям на срез, по другим - на сжатие, можно получить требуемую жесткость амортизации по разным направлениям.

Жесткость амортизатора есть производная

$$K_a = \frac{dP}{d\delta} = \operatorname{tg} \varphi.$$

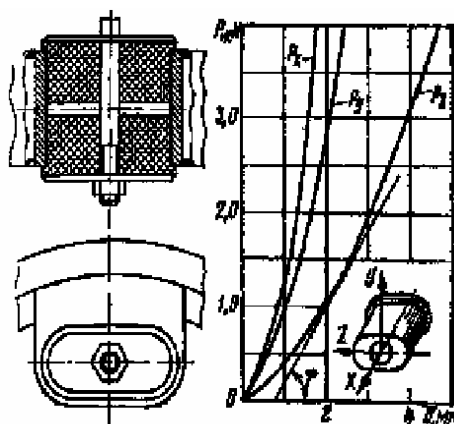


Рис. 2.10. Амортизатор типа "втулка" и его характеристика

Из диаграммы видно, что жесткость амортизатора не постоянна, а зависит от величины предварительной затяжки и тем больше, чем больше величина предварительной затяжки.

Амортизаторы ТВД (рис. 2.11 и 2.12), крепление которых показано на рис. 2.10 и 2.11, расположены в плоскости, параллельной оси вала двигателя. Для того чтобы при таком расположении амортизаторов дать всей системе хорошую подвижность вокруг оси x , и возможно большую жесткость вокруг осей y и z , расстояние между амортизаторами по ширине должно быть наименьшим, а расстояние между передними амортизаторами и подкосом-демпфером — наибольшим.

При установке амортизаторов следует иметь в виду, что на применяемую в амортизаторах резину вредно действует топливо и масло, поэтому амортизаторы должны быть закрыты защитными крышками или корпусами, а также, что упругие свойства и прочность амортизаторов зависят от температуры: с уменьшением температуры упругие

свойства и прочность амортизатора уменьшаются, а с увеличением температуры — увеличиваются.

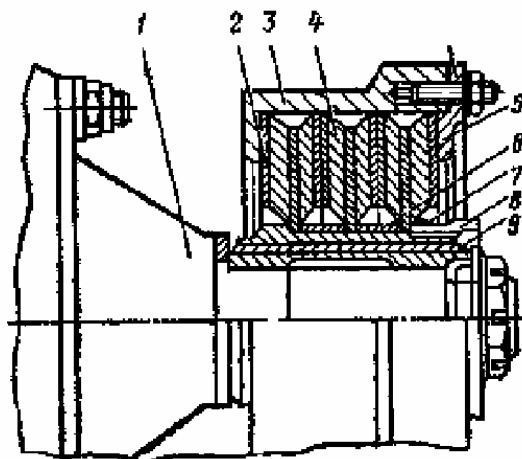


Рис. 2.11. Амортизатор передний (дисковый):

1 — цапфа двигателя; 2 — шайба; 3 — корпус; 4 — амортизационный диск; 5 — фланец, 6 — втулка; 7 — контрольная шайба; 8 — гайка; 9 — втулочный амортизатор

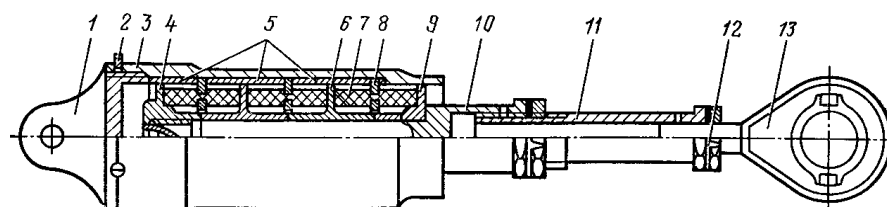


Рис. 2.12. Амортизатор задний (подкос-демпфер):

1 — вилка; 2 — стопорный винт; 3 — корпус; 4 — гайка; 5, 6, 9 — втулки;
7 — амортизационный диск; 8 — кольцо; 10 — центральный стержень;
11 — стакан; 12 — контрольная шайба; 13 — ухо

Для защиты амортизаторов от вредного влияния тепловых потоков ГТД иногда необходимо принудительное охлаждение амортизаторов.

2.9. ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для уменьшения лобового сопротивления и создания воздушного потока двигателя заключены в гондолы, которые образуют плавный переход от двигателя к корпусу летательного аппарата и предохраняют двигатель от загрязнения.

Гондолы двигателей должны обеспечивать подвод воздуха к двигателю с равномерным полем скоростей для нормальной его работы и охлаждения, минимальное лобовое сопротивление двигателя, удобный доступ к двигателю и агрегатам, расположенным на нем, для осмотра, регулировки и замены.

Гондола двигателя состоит из капота и корпуса, являющихся силовой частью. Схемы капотов могут быть каркасные и панельные. В каркасных схемах прочность и жесткость создаются каркасом, к которому крепятся съемные крышки с тонкой обшивкой, подкрепленной силовым набором. Панельный капот состоит из жестких панелей, связанных между собой замками и образующих замкнутую силовую оболочку. Нагрузка от капота передается на двигатель и через крепление двигателя на летательный аппарат. Одновременное крепление капота к двигателю и летательному аппарату недопустимо. Жесткие крышки панелей делают не съемными, а откидными — на узлах подвески. В открытом положении крышка поддерживается специальными распорками. Для лучшего прилегания крышек в закрытом положении на стыках панелей имеются герметизирующие

прокладки.

Каждая силовая установка включает ряд агрегатов, требующих подхода к ним при эксплуатации (заливные горловины маслобаков, сливные краны, топливные фильтры и др.); для этого в панелях сделаны небольшие люки со съемными или откидными крышками.

Из всех элементов капота наибольшие нагрузки воспринимает воздухозаборник, поэтому он, как правило, является неразъемным. Гондола двигателя имеет противопожарную перегородку для изоляции горячей части двигателя от менее нагретых, но опасных в пожарном отношении частей.

Гондола ПД (рис. 2.13) состоит из обтекателя втулки воздушного винта, капота и корпуса. Капот крепится на двигателе и состоит из воздухозаборника, передней и задней частей. Корпус гондолы воспринимает нагрузки от системы крепления двигателя и передает их на воздушное судно.

Гондола ТВД (рис. 2.14) состоит из обтекателя 1 втулки винта, капота 3, корпуса 4 и хвостовой части 5. Обтекатель втулки винта служит для уменьшения лобового сопротивления, профилирования входного канала двигателя и защиты втулки воздушного винта от внешних воздействий. Капот двигателя состоит из обтекателя 2 редуктора, воздухозаборника, верхней балки, нижней и двух боковых крышек капота.

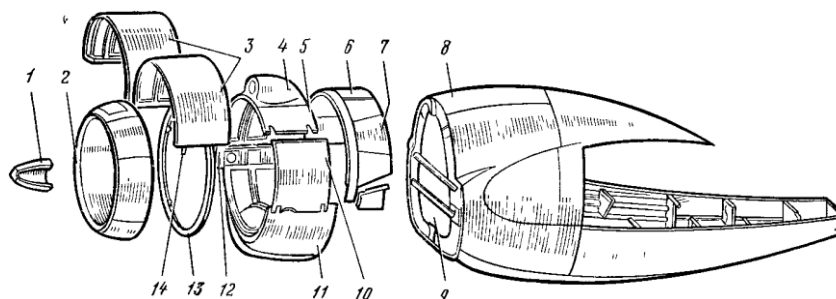


Рис. 2.13. Гондола ПД:

1 – обтекатель втулки винта; 2 – переднее кольцо капота; 3 – крышки средней части капота; 4 – воздухозаборник; 5 – верхняя крышка задней части капота; 6 – юбка; 7 – управляемые створки; 8 – корпус; 9 – противопожарная перегородка; 10 – боковая съемная крышка задней части капота; 11 – нижняя крышка капота; 12 – боковая панель; 13 – шпангоут средней части капота; 14 – замок

Обтекатель редуктора, являясь продолжением обтекателя втулки винта, представляет собой внутренний обвод канала подвода воздуха к двигателю.

Воздухозаборник своей внутренней частью образует наружный обвод канала подачи воздуха к двигателю. Шпангоут воздухозаборника вместе с обшивкой образуют кольцевую камеру противообледенительной системы воздухозаборника, в которую подается теплый воздух от компрессора двигателя.

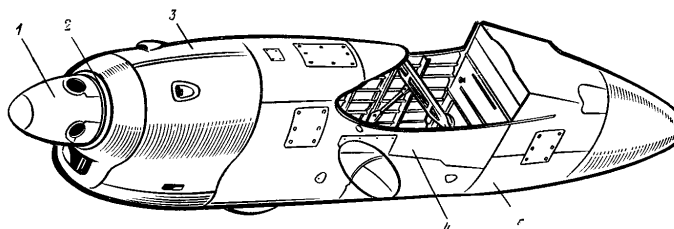


Рис. 2.14. Гондола ТВД:

1, 2 – обтекатели втулки воздушного винта и редуктора;
3 – капот; 4 – корпус; 5 – хвостовая часть

Гондола двигателя присоединена к крылу и является силовым элементом крепления двигателя.

Конструкция спаренной гондолы ТРД (рис. 2.15) представляет собой кессон с двумя балками, которым гондола крепится к фюзеляжу. К кессону прикреплена носовая часть с

воздухозаборниками и хвостовая часть. В целях пожарной безопасности двигатели изолированы друг от друга перегородкой 11 из жаропрочного сплава, а от конструкции фюзеляжа — нервюрой 4. Гондолы имеют створки 10, которые обеспечивают удобство технического обслуживания, монтажа и демонтажа двигателя.

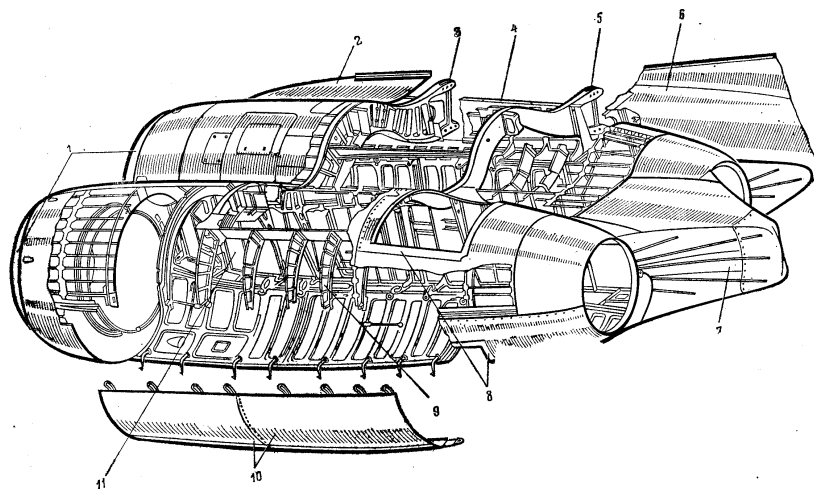


Рис. 2.15. Гондолы ТРД;

1 – воздухозаборник; 2 – пилон; 3 – передняя балка крепления двигателя; 4 – нервюра (противопожарная перегородка); 5 – задняя балка крепления двигателя; 6 – хвостовая часть пилона; 7 – бобровый хвост; 8 – вырезы под патрубки реверса; 9 – шпангоуты; 10 – створки; 11 – межгондольная перегородка

Если двигатель расположен в крыле, то гондola полностью или частично размещается внутри крыла.

2 10. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

В процессе технического обслуживания крепления двигателей визуально осматривают сварные узлы, контровку гаек, проверяют отсутствие царапин, коррозии и нарушений лакокрасочного покрытия. При капитальном ремонте крепления двигателя выявляют трещины и микротрещины. При наличии трещин в сварных узлах крепления последние немедленно заменяются новыми.

Двигатель подлежит замене при отработке им ресурса или при выходе его из строя. При замене двигателя необходимо строго соблюдать правила техники безопасности. Не допускается попадание масла, бензина и керосина на дюритовые соединения, детали и провода электрооборудования и электрические агрегаты. При замене двигателя разъединяют трубопроводы высотной, гидравлической и топливной систем, штепсельные разъемы, металлизацию, тяги, управления двигателями и удлинительные трубы. Все трубы, отверстия двигателя и штепсельные разъемы должны быть закрыты после отсоединения заглушками.

Перед снятием двигателя закрывают пожарный кран и сливают остаток топлива из магистрали за пожарным краном и масло из масляной системы силовой установки, производят внутреннюю консервацию двигателя согласно инструкции по технической эксплуатации двигателя. После этого двигатель демонтируют. Если силовая установка имеет воздушный винт, то первым снимают его. Демонтированный двигатель подвергают наружной консервации.

На воздушное судно допускается устанавливать исправные, полностью укомплектованные и имеющие всю необходимую техническую документацию двигателя. Перед монтажом двигатель расконсервируют и устанавливают на нем узлы и агрегаты. Положение оси двигателя контролируют по нивелировочной схеме. После первого опробования вновь установленного двигателя выполняют работы, предусмотренные регламентом для силовой установки.

Нивелировку двигателя производят с помощью регулируемых по длине стержней, имеющих на одном конце регулировочные стаканы с ввертываемыми наконечниками. Каждый стакан имеет наружную и внутреннюю левую резьбу. Вращением в ту или другую сторону можно изменять длину подкоса при нивелировке. При этом необходимо убедиться в том, что регулировочные стаканы подкосов перекрывают специальные контрольные отверстия и метки.

После установки двигателя в нужное положение все контргайки, демпферы, тяги должны быть затянуты и законтрены.

Нивелировку двигателя производят с помощью регулируемых по длине стержней, имеющих на одном конце регулировочные стаканы с ввертываемыми наконечниками. Каждый стакан имеет наружную и внутреннюю левую резьбу. Вращением в ту или другую сторону можно изменять длину подкоса при нивелировке. При этом необходимо убедиться в том, что регулировочные стаканы подкосов перекрывают специальные контрольные отверстия и метки. После установки двигателя в нужное положение все контргайки, демпферы, тяги должны быть затянуты и законтрены.

Амортизаторы (демпферы) крепления двигателей после истечения срока службы снимают, и заменяют на новые. Демпферы упаковывают и хранят согласно общим инструкциям для резиновых изделий.

Все амортизаторы через год после начала хранения испытывают на радиальные и осевые нагрузки, при этом определенные усилия должны вызывать соответствующие деформации; величина остаточных деформаций не должна превышать заданных значений.

ГЛАВА III. ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ ГТД ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1. СИСТЕМЫ ВСАСЫВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Системы всасывания состоят из входных устройств (воздухозаборников, диффузоров), механизмов регулирования расхода воздуха и приспособлений для защиты двигателя от попадания в него посторонних предметов.

Входные устройства, предназначенные для подвода к двигателю потребного количества воздуха, могут быть или составной частью, или частью конструкции воздушного судна. Входные устройства должны обеспечивать, возможно, большие значения коэффициента сохранения полного давления, малое внешнее сопротивление, достаточную равномерность потока на входе в компрессор, устойчивую и надёжную работу двигателя на всех режимах полёта и работы двигателей. При этом они должны обладать малой массой, технологичностью, необходимой прочностью, жесткостью и герметичностью. Степень повышения давления π в ГТД определяется уравнением:

$$\pi = P_k / P_n,$$

где P_k – давление воздуха за компрессором,

P_n – атмосферное давление.

Повышение давления происходит частично во входном устройстве и частично в компрессоре, поэтому

$$\pi = P_k / P_a \cdot P_a / P_n = \pi_{вх} \cdot \pi_k,$$

где P_a – давление воздуха перед компрессором;

$\pi_{вх}$ – степень повышения давления во входном устройстве;

π_k – степень повышения давления в компрессоре.

При дозвуковых скоростях полёта повышение давления воздуха в двигательном тракте происходит в основном в компрессоре двигателя, при сверхзвуковых скоростях – за счёт скоростного напора; на больших сверхзвуковых скоростях полёта возрастает роль входного устройства в обеспечении сжатия воздуха.

В диффузоре при $M = 2,2$ $\pi_{вх} = 10$ распределение давления в диффузоре таково, что создаётся тяга, равная 60 – 75% всей тяги силовой установки (рис 3.1). Эффективность торможения воздуха во входном устройстве определяется потерями давления воздуха при торможении потока и потерями, обусловленными трением воздуха о стенки входного устройства и каналов, подводящих воздух к двигателю.

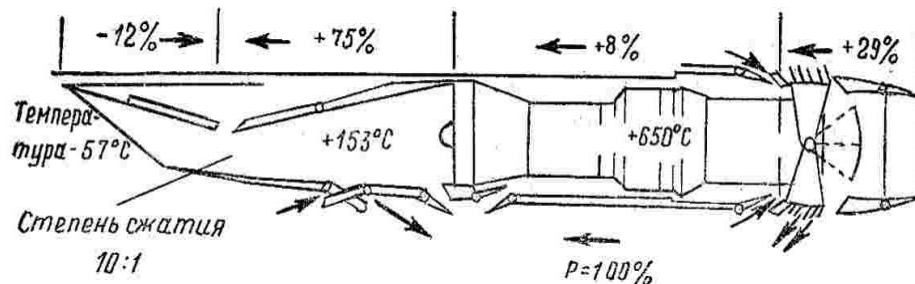


Рис 3.1. Распределение силы тяги и аэродинамического сопротивления по длине гондолы двигателя при $M = 2,2$.

Потери, возникающие при сжатии воздуха во входном устройстве, оцениваются коэффициентом сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, представляющим собой отношение полного давления P_1^* на входе в компрессор к полному давлению P_n^* адиабатически заторможенного потока (без потерь):

$$\sigma_{вх} = P_1^* / P_n^*.$$

Уменьшение $\sigma_{вх}$ приводит к уменьшению давления на входе в компрессор ($\pi_{вх} = \sigma_{вх} \cdot P_n^* / P_n$), снижению тяги, удельной тяги, а также к увеличению удельного расхода топлива и массы силовой установки. Так, снижение $\pi_{вх}$ при $M = 2,5$ на 30% приводит к повышению тяги двигателя на 45% и к увеличению удельного расхода топлива на 15%. Поэтому одним из важных требований, предъявляемых к входным устройствам, является обеспечение подвода воздуха с возможно большим значением $\sigma_{вх}$.

Подвод потребного количества воздуха увеличивается правильным выбором площади входа и изменением её геометрии в зависимости от режимов работы двигателя и режимов полёта летательного аппарата.

Установка двигателя на самолёте приводит к увеличению лобового сопротивления, которое создаётся входными устройствами, заборниками воздуха, используемыми для охлаждения агрегатов, гондолами двигателей; сюда входит и волновое сопротивление гондол и входного устройства, сопротивления трения и интерференции.

Величина внешнего сопротивления зависит от компоновки двигателей, геометрии входных устройств, состояния обтекаемых поверхностей. На преодоление внешнего сопротивления затрачивается часть тяги, развиваемой силовой установкой. При расположении двигателей в фюзеляже внешнее сопротивление возрастает незначительно, но зато оказываются большими внутренние гидравлические потери длинных каналов. На дозвуковых самолётах это снижает тягу и экономичность двигателя на 15%. Размещение двигателя в гондоле вне фюзеляжа приводит к увеличению внешнего сопротивления,

но внутреннее сопротивление возрастает незначительно, что вызывает потерю тяги и экономичности на дозвуковых скоростях полёта не более 2%. Эффективная тяга силовой установки, т.е. тяга, используемая для движения летательного аппарата

$$P_{эф} = P - X_{вн} = P_0 - \Delta P_{вх} - X_{вн},$$

где P_0 – тяга двигателя при $\sigma_{вх} = 1$ (входное устройство без потерь давления);

$\Delta P_{вх}$ – потери тяги, вызванные потерей давления;

$X_{вн}$ – лобовое (внешнее) сопротивление.

Входные устройства двигателей должны обеспечивать надёжную и эффективную их работу в заданном диапазоне режимов полёта и работы двигателей. Расширение режимов работы входного устройства уменьшает эффективную тягу и увеличивает удельный расход топлива и удельный вес силовой установки, поэтому для обеспечения оптимальной работы

входного устройства в широком диапазоне скоростей и высот полёта выходные устройства выполняются регулируемы.

Утечки воздуха во входных устройствах современных самолетов являются недопустимыми. Под воздействием повышенного давления воздух будет протекать через щели, и создавать дополнительное внешнее сопротивление. Герметизация воздухопроводящих каналов достигается установкой в местах стыка уплотнительных лент, нанесением специальных замазок, паст, клея, лаков.

Очень важно при работе двигателей на земле защитить входное устройство от попадания в него посторонних предметов, так как это может привести к выходу из строя двигателя.

3.2. КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ

Выбор входного устройства зависит от расчётного числа M полёта, требуемого диапазона чисел M , места расположения силовой установки, типа применяемых двигателей и других факторов. В зависимости от скорости полёта входные устройства бывают дозвуковыми и сверхзвуковыми (рис 3.2.), а в зависимости от компоновки двигателя и конструктивного выполнения входные устройства делятся на лобовые, боковые и подкрыльевые.

Лобовые входные устройства располагаются в носовой части фюзеляжа или в передней части гондол двигателей. Достоинствами таких воздухозаборников является простота конструкции, органическая увязка с обводами фюзеляжа и мотогондолы, равномерность поля скоростей на входе, малые гидравлические потери давления, возможность строго выдерживать заданные положения системы скачков уплотнения при сверхзвуковых скоростях полёта.

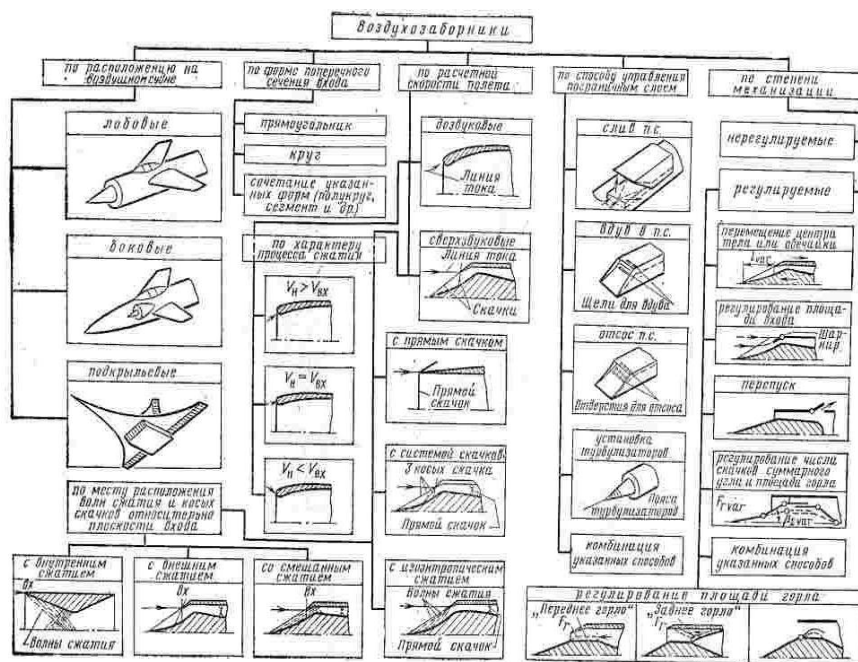


Рис. 3.2. Классификация воздухозаборников

Боковые входные устройства, размещаются на фюзеляже и могут быть полукруглыми, плоскими, клиновидными и совковыми. Несмотря на свойственное этим воздухозаборникам повышенное значение гидравлических потерь давления и меньшее значение коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, а также ухудшений условий внешнего обтекания по сравнению с лобовыми воздухозаборниками, боковые воздухозаборники при компоновке двигателя внутри фюзеляжа позволяют значительно лучше использовать ёмкости фюзеляжа для размещения в нем топлива и оборудования.

Для дозвуковых диффузоров скорость входа $V_{вх}$ равна половине скорости полета V или даже меньше. В этих условиях удастся максимально использовать внешнее торможение набегающего потока, при этом существенное влияние оказывает длина воздухозаборника. При малой длине воздухозаборника целесообразно иметь большое внешнее торможение с последующим разгоном до скорости V_a , при этом разгон потока приводит к выравниванию поля скоростей. При длинных воздухозаборниках необходима большая степень торможения с целью уменьшения гидравлических сопротивлений. При сверхзвуковых скоростях полета на некотором расстоянии от дозвукового диффузора образуется скачок уплотнения, называемый головной волной (рис. 3.3, г). Перед входом воздуха в диффузор образуется скачок уплотнения, поверхность которого перпендикулярна направлению полета.

По мере удаления от входного устройства скачок становится косым и на значительном расстоянии от диффузора переходит в волну сжатия. За прямым скачком уплотнения скорость становится сразу дозвуковой и дальнейшее течение потока остается таким же, как было рассмотрено выше. Чем больше число M полета, тем интенсивнее прямой скачок уплотнения, тем больше энергия переходит в тепло. Скачки уплотнения приводят к уменьшению полного давления проходящего через них воздуха и уменьшению коэффициента $\sigma_{вх}$.

С увеличением числа M полета $\sigma_{вх}$ быстро уменьшается (рис 3.4.) и при $M = 2,5$ составляет всего 0,5 (кривая 1), при этом полное и статическое давление воздуха за прямым скачком будут в 2 раза меньше, чем могли бы быть при адиабатическом торможении сверхзвукового потока (без потерь).

При относительно небольших скоростях полета ($M < 1,3$) потери давления в прямом скачке уплотнения сравнительно малы ($\sigma_{ск} = 0,92 - 0,93$). Поэтому для самолётов с такими скоростями полета применяют такие же входные устройства, как и при дозвуковых скоростях полета.

Хотя потери в прямом скачке уплотнения при небольших значениях M невелики, они могут вносить возмущения в воздушный поток и вызывать отрыв пограничного слоя от стенок диффузора. Для предотвращения этого явления входные кромки диффузора делаются заострёнными, с малым углом раствора, без резких поворотов, а сам скачок на расчётном режиме стараются расположить в плоскости входа воздухозаборника.

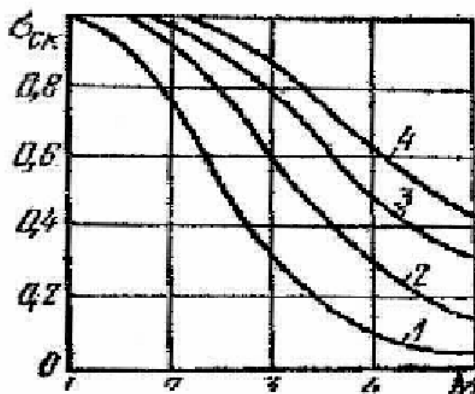


Рис. 3.4. Зависимость коэффициента $\sigma_{ск}$ от числа M полета для различных скачков:

1 – прямой скачок; 2 – косой + прямой скачок; 3 – два косых скачка + прямой скачок; 4 – три косых скачка + прямой скачок

3.3.2. СВЕРХЗВУКОВЫЕ ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА.

При создании сверхзвуковых воздухозаборников добиваются получения больших значений эффективной тяги на сверхзвуковых скоростях полета. Как видно из графика (рис.

3.4), увеличение эффективной тяги может быть получено (за счет увеличения $\sigma_{ск}$), если процесс торможения осуществлять не одним скачком уплотнения, а системой скачков.

□ Косой скачок уплотнения слабее прямого и в нем меньше потери давления. При числах $M \leq 1,3$ торможение заканчивается прямым скачком уплотнения. Если имеется один косой скачок и один прямой замыкающий скачок, то такой диффузор называется двухскачковым. Такие скачки возможны при числах $M \leq 1,5$. С дальнейшим увеличением числа M полета ($M \leq 2$) за первым косым скачком необходимо создавать еще один косой скачок. При числах $M \leq 2,5$ необходимо иметь три косых скачка и один прямой, при $M \leq 3$ – четыре косых скачка и один прямой. Поэтому в зависимости от скорости полета диффузоры могут быть двух-, трех- и четырехскачковыми. Замыкающим всегда является прямой скачок.

Требуемую систему можно создать с помощью программированного центрального тела, выдвинутого навстречу потоку и имеющего ступенчатую форму. Число ступеней зависит от количества скачков уплотнения, которые получаются за счет отражения □ волн от центрального тела, при этом определенное количество скачков может быть получено за счет специального профилирования входного канала. Возможно применение и комбинированного способа создания скачков уплотнения.

Сверхзвуковые диффузоры подразделяют на три типа: с внешним, внутренним и смешанным сжатием (см. рис. 3.2). У воздухозаборника с внешним сжатием все косые скачки расположены снаружи, у воздухозаборника с внутренним сжатием – внутри, и у воздухозаборника со смешанным сжатием – внутри и снаружи.

В зависимости от расположения двигателя на самолете сверхзвуковые диффузоры с внешним сжатием выполняются в виде осе симметричного канала с острыми входными кромками, внутри которого имеется центральный конус, или в виде плоского канала, образуемого двумя несимметричными клиньями, больший из которых выполняет роль центрального конуса (рис. 3.5). Линиями oa' обозначены косые скачки, образуемые остриями конуса или верхнего клина, ca' – изломы контура и $a'b$ – острием нижнего клина. Углы наклона скачков уплотнения к оси диффузора обозначены через α . За этими косыми скачками скорость воздуха еще сверхзвуковая.

Дальнейшее торможение воздуха до дозвуковой скорости происходит по сложной схеме отраженных скачков, расположенных в канале двигателя, которые заменяются одним слабым замыкающим скачком, обозначенным линиями $a'd$ и bd .

Расчетным режимом входного диффузора является такой, при котором косые скачки уплотнения фиксируются на передней кромке обечайки, при этом коэффициент расхода φ , представляет собой отношение действительного расхода воздуха к максимально возможному расходу, равен единице, т.е.

$$\varphi = Q_n/Q_{в.мах} = F_0 V / F_{вх} V = 1$$

Так как входные устройства □ постоянной геометрии при сверхзвуковых скоростях полета хорошо работают только на расчетном режиме, то их применение на сверхзвуковых самолетах ограничено.

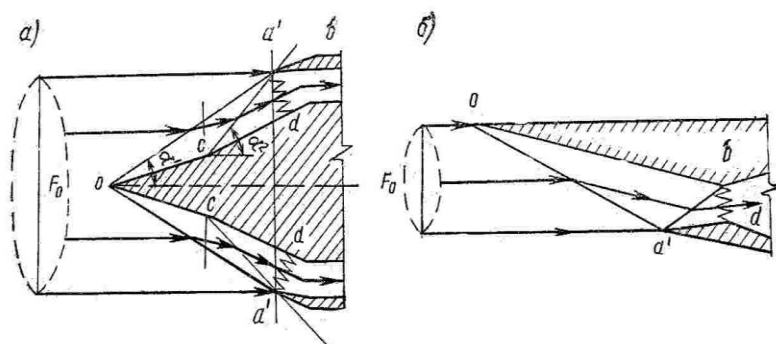


Рис. 3.5 □ □ Сверхзвуковые диффузоры с внешним сжатием и двумя косыми скачками уплотнения. а) с центральным телом; б) с плоским диффузором, образованным двумя несимметричными клиньями

□ Диффузор с внутренним сжатием является наиболее эффективным и представляет собой профилированный вначале сужающийся, а затем расширяющийся канал (рис. 3.2). Наименьшее сечение этого канала называется горлом. В сужающейся части канала (сверхзвуковой участок) поток тормозится и в горле достигает скорости звука. Дальнейшее торможение воздушного потока в волнах сжатия малой интенсивности диффузоры с внутренним сжатием имеют плавные профили внутренних стенок канала. Площадь горла воздухозаборника с увеличением скорости полета должна уменьшаться, ибо с увеличением числа M полета возрастает степень повышения давления воздуха в системе скачков, а, следовательно, повышается давление и плотность воздуха в горле, что приводит к необходимости уменьшения его площади (в противном случае воздух в горле расширяется и $P_{вх}$ снизится).

Основным недостатком диффузоров с внутренним сжатием является сложность вывода их расчетный режим – запуск диффузора. При расчетном режиме работы диффузора площадь его горла должна быть значительно меньше площади входа, так как плотность воздуха в процессе торможения значительно возрастает. При числах M полета, меньше расчетного, плотность в горле меньше, чем на расчетном режиме полета и поэтому площадь горла оказывается недостаточной для пропуска потребного для двигателя количества воздуха. В этом случае впереди диффузора появляется головная волна, за которой поток становится дозвуковым. При достижении расчетного числа M полета головная волна не исчезает, так как значительные в ней потери полного давления продолжают снижать плотность в горле, вследствие чего пропускная способность диффузора не достигает расчетного значения.

Сверхзвуковые воздухозаборники должны обеспечивать высокие значения коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$ и пропускную способность, оцениваемую коэффициентом расхода φ , в значительно большем диапазоне скоростей, чем дозвуковые воздухозаборники.

3.4. РЕГУЛИРУЕМЫЕ ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА (ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ)

Воздухозаборники имеют систему регулирования, служащую для обеспечения согласованной работы воздухозаборника и двигателя. В результате регулирования обеспечивается получение максимально эффективной тяги и устойчивой работы двигателя в широком диапазоне скоростей полета и режимов работы двигателя. На сверхзвуковых скоростях полета задача регулирования состоит в том, чтобы удерживать систему скачков (особенно замыкающий прямой скачок) в заданном положении. Это достигается перепуском лишнего воздуха в окружающую атмосферу и изменения площади горла. Перепуск воздуха в атмосферу осуществляется открытием специальных створок, установленных за горлом воздухозаборника.

При взлете и малых дозвуковых скоростях полета, несмотря на полностью раскрытое горло, воздуха для нормальной работы не хватает. Чтобы не нарушить нормальной работы двигателя при этих режимах полета дополнительно открываются створки, и воздух, минуя горло, поступает к двигателю.

Система регулирования осуществляется □ □ (см. рис. 3.2):

- изменением площади горла;
- перемещением конуса вперед - □ назад (круглые воздухозаборники);
- перемещением плоских рампы (плоские воздухозаборники);
- изменением диаметра центрального тела (круглые воздухозаборники);
- открытием дополнительных отверстий в канале за горлом (вспомогательные и перепускные створки всех сверхзвуковых воздухозаборников) для дополнительного всасывания или перепуска воздуха;
- изменением углов клина (корпуса) центрального тела, угла обечайки.

Регулирование воздухозаборника осуществляется автоматической системой, с помощью которой осуществляется регулирование числа M в горле и положением замыкающего скачка уплотнения.

Главными требованиями, предъявляемыми к воздухозаборникам, являются обеспечение равномерного поля скоростей на входе в воздухозаборник и получение высоких значений коэффициента сохранения полного давления.

Например, регулирование сверхзвукового воздухозаборника ТРД (рис. 3.6) заключается в согласовании пропускных способностей диффузора (зоны скачков и горла) и компрессора в системе двигателя с целью обеспечения устойчивой беспомпажности (периодический колебательный процесс движения головной волны, сопровождающийся периодическими срывами и пульсацией в подаче воздуха, называется помпажом диффузора) работы входного устройства, и улучшения его эксплуатационных характеристик. Последнее может быть достигнуто путем снижения внутренних потерь и внешних сопротивлений.

Рассмотрим некоторые методы регулирования.

Перемещение центрального тела диффузора.

При заданном числе M_0 полета на ступенчатом конусе центрального тела устанавливается определенная система скачков. При выдвигании центрального тела из диффузора скачки, не меняя своего угла наклона, отходят

от передней кромки обечайки, в результате чего растекание входной струи возрастает, а коэффициент расхода и пропускная способность диффузора снижаются, и, наоборот, при вдвигании центрального тела внутрь диффузора скачки приближаются к передней кромке обечайки, растекание струи снижается, коэффициент расхода и пропускная способность диффузора возрастают.

Регулирование расхода воздуха через диффузор с помощью осевого перемещения центрального тела эффективно лишь тогда, когда одновременно осуществляется изменение проходного сечения горла диффузора. Последнее достигается соответствующим профилированием внутренней поверхности обечайки.

Рассмотрим, как необходимо регулировать положение центрального тела в различных условиях эксплуатации. С увеличением приведенного числа оборотов $n_{пр}$ (в результате увеличения физических оборотов, снижения числа M_0 полета, снижения наружной температуры) растет производительность компрессора. Для соответствующего увеличения производительности диффузора необходимо коническую иглу выдвигать внутрь диффузора.

Регулирование диффузора перепуском воздуха

Недостатком регулирования диффузора с помощью осевого перемещения ступенчатого конуса является значительная конструктивная сложность такого диффузора. Поэтому на многих военных самолетах США (F-105, F-106) применяется более простой перепуск воздуха из воздухозаборника, часто в сочетании со сливом пограничного слоя поверхности фюзеляжа. В тех случаях, когда следует увеличить производительность диффузора (взлетный режим, подъем на высоту, снижение числа M_0 и понижение T_n) необходимо обеспечивать впуск наружного воздуха в основной канал диффузора, минуя его горло. При необходимости снижения производительности диффузора необходимо обеспечить выпуск воздуха из диффузора в наружную среду.

Регулирование сверхзвукового диффузора на взлете

На взлете площадь горла сверхзвукового диффузора, как правило, оказывается недостаточной из-за малой плотности воздуха. Положение усугубляется тем, что при обтекании острых кромок обечайки возникают срывы потока, что вызывает дополнительное падение полного давления, а, следовательно, производительности сверхзвукового диффузора.

Для согласования диффузора и двигателя, устранения явления “зуда” (высокочастотные колебания давления воздуха при меньших по сравнению с помпажом

амплитудах) необходимо ступенчатый конус полностью убрать внутрь диффузора, а, кроме того, открыть впускные окна с целью дополнительной подачи наружного воздуха в двигатель.

3.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ДИФFUЗОРОВ

Общее определение

Характеристиками сверхзвуковых диффузоров называют зависимости параметров, характеризующих эффективность диффузоров, а именно, коэффициентов расхода, лобового сопротивления и падения полного давления от режимных параметров диффузора (скорости и высоты полета, наружных атмосферных условий, числа оборотов двигателя, положения органов регулирования).

В соответствии с этим различают дроссельные и высотно-скоростные характеристики сверхзвукового диффузора.

В дальнейшем будем рассматривать только характеристики нерегулируемых сверхзвуковых диффузоров.

Дроссельные характеристики диффузора

Дроссельными характеристиками диффузора называют зависимости параметров эффективности диффузора (σ , φ и C_x) от приведенного числа оборотов двигателя или приведенного расхода воздуха через диффузор при постоянном числе M_0 полета.

На рис. 3.7 изображена дроссельная характеристика нерегулируемого диффузора с внешним сжатием.

Пусть некоторому числу оборотов ТРД n_1 (см. рис. 3.7) соответствует “критический” режим работы диффузора, на котором все течение в канале за прямым скачком (до горла и за ним) оказывается дозвуковым (см. рис. 3.8, б). В горле диффузора скорость течения равна скорости звука.

С увеличением числа оборотов сверх критического противодавление на выходе из диффузорного канала снижается. Понижение давления приводит к разгону потока до сверхзвуковых значений скорости с образованием прямого или А-образного скачка в расширяющейся части диффузора. Дальнейшее увеличение числа оборотов двигателя приводит к перемещению заградительного (дежурного) скачка в канале вниз по потоку, а также к увеличению его интенсивности (см. рис. 3.8, а).

При некотором предельно большом числе оборотов n_2 (см. рис. 3.7) появляется срыв потока за заградительным скачком – наступает особый вид неустойчивой работы диффузора, называемый “зудом”. Автоколебания потока, которые при этом возникают, характеризуются повышенной частотой и пониженной амплитудой.

Режимы работы диффузора, который характеризуются наличием заградительного скачка в диффузоре называется “сверхкритическим”. Сверхкритические режимы отличаются постоянством коэффициентов расхода ($\varphi = 1$) и лобового сопротивления $C_x = C_{xmin} = const$. Так как с увеличением n_{np} потери в прямом скачке возрастают, то σ^* непрерывно уменьшается.

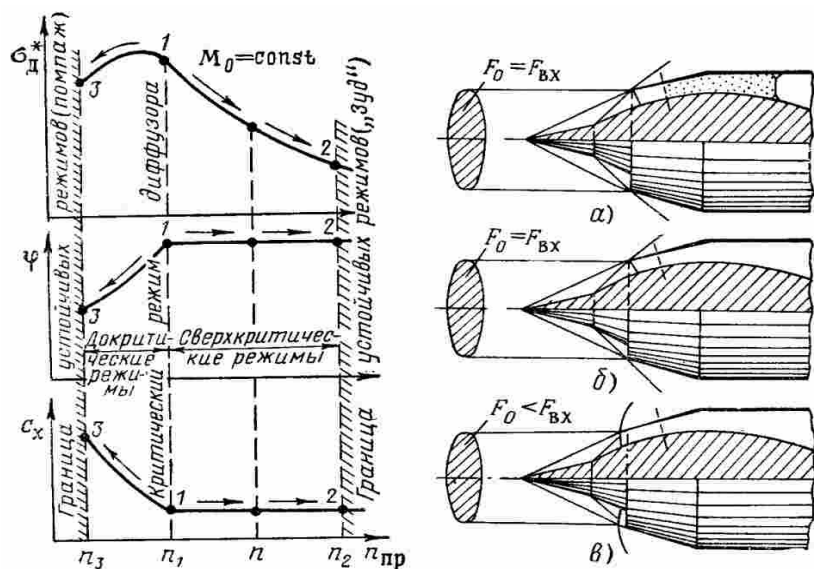


Рис 3.7. Дроссельная характеристика диффузора

Рис. 3.8. Схема течения в диффузоре по дроссельной характеристике:
а – сверхкритический режим; б – критический; в – докритический

Снизим теперь число оборотов двигателя до значений, меньших критического. Увеличение противодействия на выходе из диффузора приведет к тому, что перед диффузором образуется выбитая головная волна. По мере снижения числа оборотов головная волна будет отдаляться от входа в диффузор, интенсивность ее будет расти, а растекание входной струйки будет увеличиваться. В результате коэффициент расхода будет непрерывно снижаться ($\varphi < 1$), а C_x будет расти. Интенсивное падение σ^* наступает тогда, когда отходящая от обечайки головная волна разрушит систему скачков (рис. 3.8, в).

При некотором предельно малом числе оборотов n_3 (см. рис. 3.7) наступит помпаж диффузора. Его возникновение связано со срывом потока, наступающим за выбитой головной волной и с колебательным процессом перемещения головной волны, особенно на ступенчатом конусе диффузора.

Режимы работы диффузора, которые характеризуются образованием выбитой головной волны на входе в диффузор (при отсутствии сверхзвуковой зоны в диффузоре) называются “докритическими”.

Скоростные характеристики диффузора

Скоростными характеристиками диффузора называют зависимости параметров диффузора (σ^* , φ , C_x) от полетного числа M_0 при постоянном числе оборотов ТРД.

На рис 3.9 приведена скоростная характеристика сверхзвукового нерегулируемого диффузора с внешним сжатием. Точка 1 характеристики соответствует расчетному числу M_0 диффузора, при котором косые скачки фокусируются на передней кромке обечайки ($\varphi = 1$). Пусть режим работы диффузора сверхкритический (см. рис. 3. 8, а).

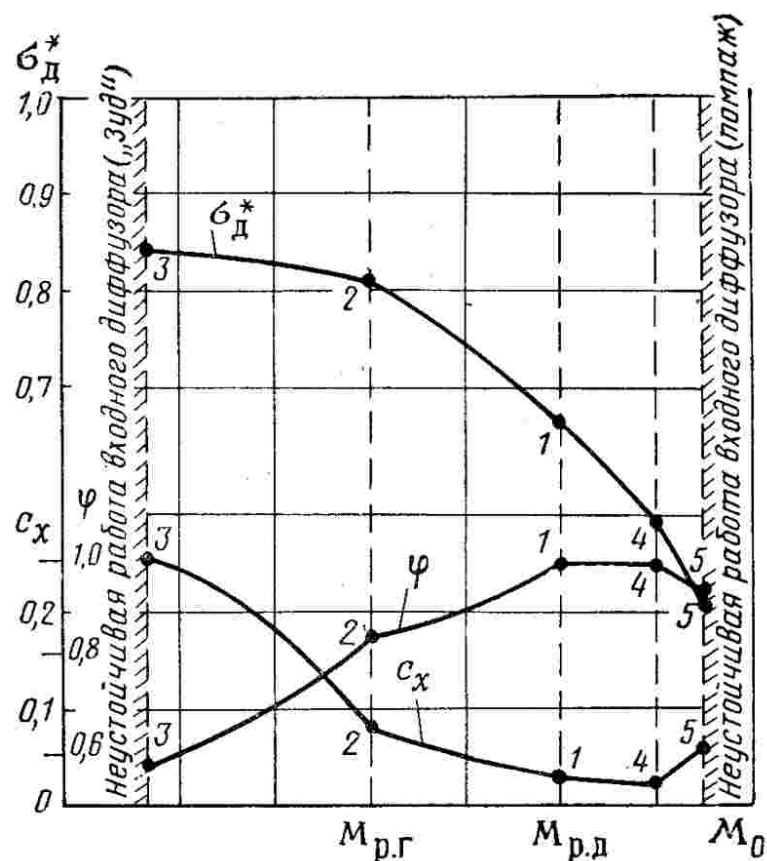


Рис 3.9. Скоростная характеристика диффузора.

С увеличением M_0 ($M_0 > M_{p.д}$) углы наклона косых скачков будут непрерывно уменьшаться, и они войдут внутрь диффузора (рис. 3.10, а), одновременно, вследствие увеличения противодавления на выходе из диффузора, которое наступает при снижении приведенного числа оборотов, дежурный скачок начнет перемещаться в направлении горла. На участке характеристики 1 – 4 (см. рис. 3.9), на котором сохраняется сверхкритический режим работы диффузора, имеем $\varphi = 1$ и $C_{x(\theta)} \cong const$; однако коэффициент σ_d^* резко упадет из-за увеличения интенсивности косых скачков.

В точке 4 режима работы диффузора становится критическим (см. рис. 3.10, б) (когда дежурный скачок достигнет горла диффузора), а на участке 4-5 характеристики (см. рис. 3.9) – уже докритическим. Теперь перед диффузором появляется головная волна (см. рис. 3.10, в), которая еще больше снижает σ_d^* , уменьшает φ и увеличивает C_x . Наконец, при некотором числе M_0 полета наступает помпаж (точка 5 на рис. 3.9) из-за срыва потока за выбитой головной волгой.

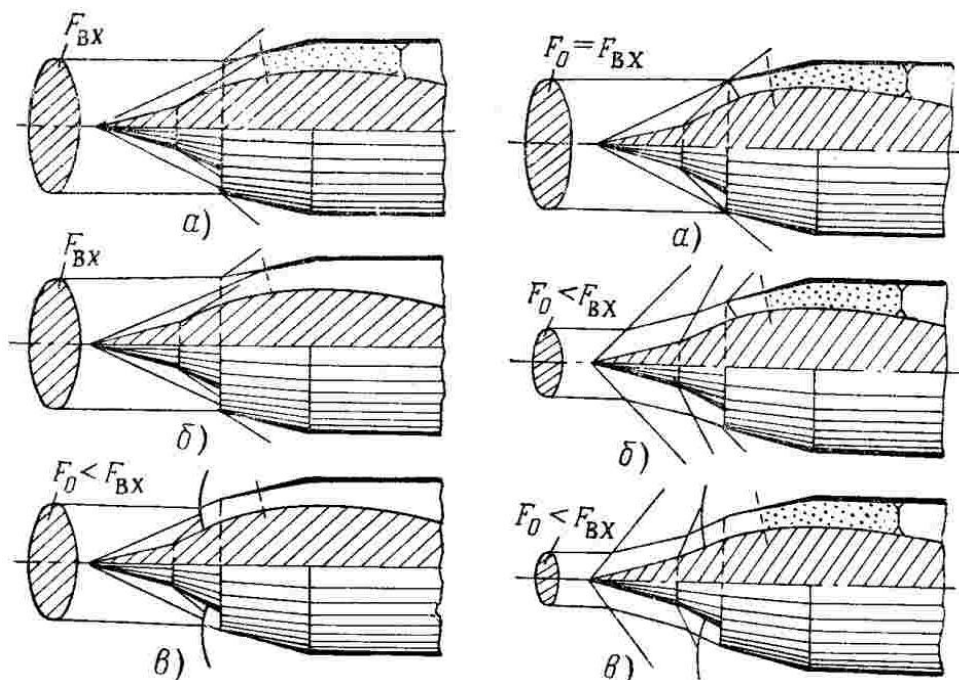


Рис. 3.10. Схема течения в диффузоре при числах M_0 больше чем расчетное: а – сверхкритический; б – критический; в – сверхкритический

Рис. 3.11. Схема течения в диффузоре при числах M_0 меньше чем расчетное: а – расчетный режим ($M_0 = M_{рл}$); б – $M_0 < M_{рл}$ (горло больше чем расчетное); в – $M_0 \ll M_{рл}$ (горло меньше расчетного)

Снижение чисел M_0 ниже расчетного значения ($M_0 < M_{рл}$) сохраняет режим работы диффузора сверхкритическим (рис. 3.11), т. к. с возрастанием $n_{пр}$ непрерывно падает противодавление за диффузором. Однако нарушение расчетной схемы косых скачков, которые отходят от передней кромки обечайки (см. рис. 3.11, б), резко уменьшается φ и увеличивается C_x (участок характеристики 1 - 2 на рис. 3.9).

При некотором числе M_0 полета (точка 2) перерасширенное для расчетного режима горло становится оптимальным ($M_{рл} < M_{рл}$). С дальнейшим понижением M_0 полета на входе в диффузор уже образуется выбитая головная волна (см. рис. 3.11, в), которая усиливает падение φ и рост C_x (участок 2 – 3 на рис. 3.9). Коэффициент же σ_d^* со снижением числа M_0 полета непрерывно возрастает. В точке 3 срыв потока за интенсивным дежурным скачком уплотнения приводит к появлению “зуда”.

ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

3.6. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Воздушный винт преобразует крутящий момент ТВД или ПД в силу тяги. При этом имеет место потери, оцениваемые коэффициентом полезного действия (КПД).

Винт состоит из лопастей, втулки с механизмом поворота лопастей и устройств, обеспечивающих его надежную работу. Для управления винтом имеется аппаратура автоматического и ручного действия.

К воздушным винтам предъявляются следующие требования:

- высокий КПД;
- изменение угла установки лопастей в диапазоне, обеспечивающем легкий запуск двигателя;
- положительная минимальная тяга винта на режиме малого газа;
- минимальное лобовое сопротивление лопастей во флюгерном положении;

- автоматическое изменение угла установки лопастей в зависимости от режима полета ЛА и работы двигателей со скоростью поворота не менее $10^\circ/\text{с}$;
- минимальные значения реактивного и гироскопического моментов;
- в конструкции винта и регулятора частоты вращения должны предусматриваться автоматические защитные устройства, ограничивающие произвольный переход лопастей винта на малые углы установки и предотвращающие возникновение отрицательной тяги в лопасти;
- защита лопастей и обтекателя втулки винта от обледенения;
- достаточная прочность при малой массе, уравновешенность и минимальный шум;
- хорошая транспортабельность, высокий ресурс.

3.7. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

Основные характеристики винта принято подразделять на геометрические, кинематические и аэродинамические.

К геометрическим характеристикам относятся: диаметр (радиус), число лопастей, форма лопасти в плане, толщина и углы установки сечений лопастей. Диаметр винта ($D = 2R$) определяет окружность, описываемая концами лопастей при вращении винта относительно его оси (рис 3.12.). Диаметр является главной характеристикой винта, так как выбирается из аэродинамических соображений и согласуется с возможностью размещения винта летательного аппарата. Диаметры современных винтов составляют от 3 до 6 метров. Большие диаметры винтов приводят к низким КПД и усложняют компоновку ЛА. Малые значения диаметров не позволяют преобразовать заданный крутящий момент двигателя в необходимую тягу.

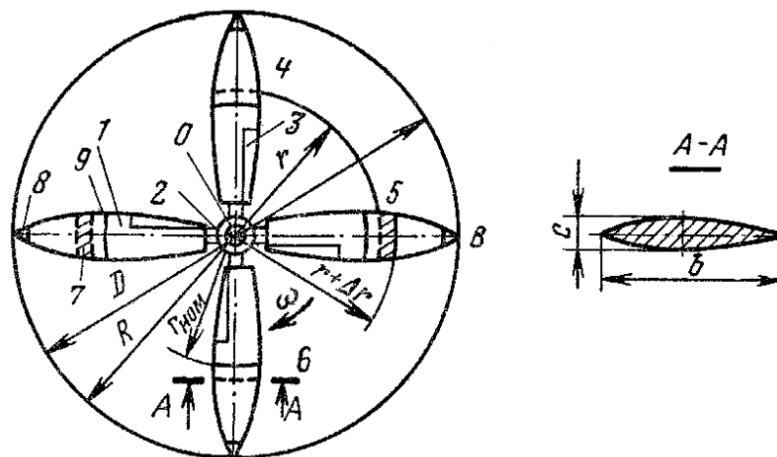


Рис. 3.12. Воздушный винт

Если разрезать лопасть на некотором радиусе r цилиндрической поверхностью, имеющей продольную ось, совпадающую с осью вращения винта, то отпечаток разреза называют сечением лопасти. Практически вместо дугообразного сечения рассматривают плоское сечение, перпендикулярное оси лопасти. Оно имеет крылообразную форму профиля. Часть лопасти, находящаяся между двумя радиусами (r и $r + \Delta r$), представляет собой элемент лопасти 5. Здесь также вместо дугообразных сечений обычно рассматривают плоские сечения.

Отношение радиуса сечения r к радиусу винта R называют относительным радиусом $r' = r/R$.

Радиус неработающей части лопасти, занятой втулкой, обозначают r_0 . Тогда $r'_0 = r_0/R$.

Для преобразования крутящего момента двигателя в тягу с минимальным значением диаметра винт имеет несколько лопастей. На современных ТВД устанавливают обычно четырехлопастные винты. Большее число лопастей снижает КПД. На мощных ТВД вместо увеличения числа лопастей применяют соосные винты, расположенные друг за другом и вращающиеся в противоположных направлениях вокруг одной оси.

Характерными размерами сечения лопасти являются максимальная ширина b и толщина c' (рис. 3.12.), а также их относительные величины $b' = b/D$ и $c' = c/D$. У современных винтов $b'_{\max} = 8 - 10 \%$.

Кинематическими характеристиками винта являются окружная, поступательная и результирующая скорости сечения лопасти, углы атаки и притекания струй, коэффициент скорости.

В полете сечение лопасти винта вращается с окружной скоростью $U = \omega r = 2\pi n r$ и движется поступательно со скоростью полета V (здесь и далее n - частота вращения винта). Кроме этих основных скоростей, в плоскости вращения возникают индуктивные скорости подсосывания и закручивания, которые для упрощения здесь не рассматриваются. В этом случае результирующая скорость W в м/с определяется по формуле

$$W = \sqrt{U^2 + V^2}.$$

Направление скорости W образует с хордой профиля угол атаки α , а со скоростью U угол притекания струи β .

Тогда $\varphi = \alpha + \beta$, где $\beta = \arctg \frac{V}{U} = \arctg \frac{V}{2\pi n r}$.

При постоянных значениях поступательной скорости и угла установки с увеличением радиуса сечения угол β уменьшается, а угол α увеличивается.

Для того, чтобы каждое сечение лопасти находилось под одним и тем же наивыгоднейшим углом атаки $\alpha_{\text{наив}}$ (при котором аэродинамическое качество максимальное), необходимо с уменьшением угла β уменьшать угол установки φ . Поэтому у лопасти воздушного винта углы установки в корневой части наибольшие, а по направлению к концу лопасти они уменьшаются (рис. 3.13). Такое распределение углов установки сечений лопасти называется геометрической круткой. Крутка должна обеспечивать условие $\alpha = \varphi - \beta = \text{const} = \alpha_{\text{наив}}$.

Для определения величины крутки лопасти пользуются понятием относительной крутки сечения лопасти φ' (рис. 3.14), сравнивая угол φ установки любого сечения лопасти с углом установки сечения, расположенного на $r = 0,75$ и обозначаемого в виде $\varphi_{0,75}$: $\varphi' = \varphi - \varphi_{0,75}$. Общая крутка лопасти определяется разностью углов установки в начале рабочей части лопатки φ_{r0} и на конце лопасти φ_R . Так как по радиусу винта угол установки лопасти меняется, то его измеряют на номинальном радиусе $r_{\text{ном}}$. Значение $r_{\text{ном}}$ обычно берется равным 1000 мм для винтов с $D < 4$ мм и 1600 мм для $D > 4$ мм. Сечение винта на номинальном радиусе называют контрольным и его местонахождение обозначают на лопасти красной полоской 9 (см. рис. 3.12). Конец лопасти покрывают желтой краской. Это улучшает "видимость" вращающегося диска винта и способствует безопасности обслуживания.

При постоянных значениях угла установки сечения лопасти φ и окружной скорости полета U угол атаки изменяется в зависимости от скорости полета. При увеличении скорости V угол атаки α уменьшается, а при уменьшении V - увеличивается.

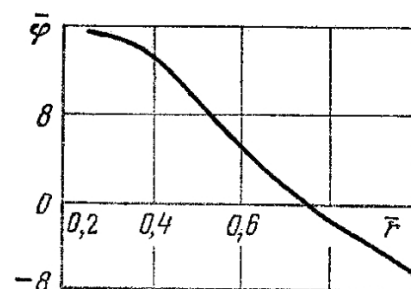
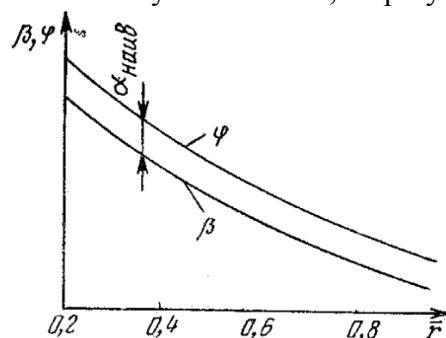


Рис. 3.13. Изменение угла установки φ и угла притекания струй β вдоль лопасти винта.

Рис. 3.14. Изменение относительной крутки лопасти по радиусу.

Для того чтобы при изменении скорости полета угол атаки α оставался постоянным, необходимо изменять угол постановки лопасти (рис. 3.15). Это осуществляется за счет изменения угла поворота лопасти по втулке винта относительно собственной оси.

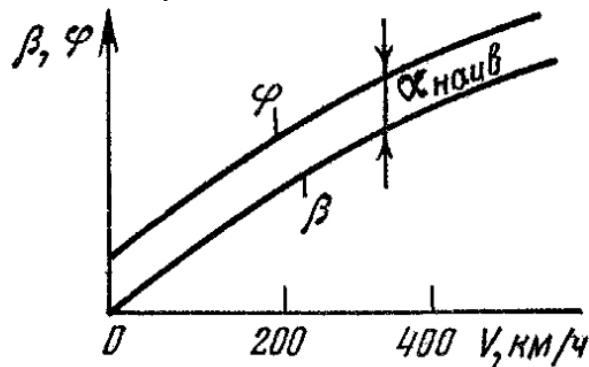


Рис. 3.15. Изменение углов β и φ в зависимости от скорости полета

Коэффициентом скорости V' обозначают отношение между поступательной и окружной скоростями конца лопасти.

$$V' = \frac{V}{U_R} = \operatorname{tg} \beta_{r'=1,0} = \frac{V}{2\pi nr} = \frac{V}{\pi nD}$$

Аэродинамические характеристики винта представляются в зависимости от коэффициента скорости V' или характеристики режима (относительная поступь).

$$\lambda = \frac{V}{nD}$$

Между V' и λ имеется зависимость $V' = \lambda/\pi$

где λ — характеристика режима (относительная поступь);

V' — коэффициент скорости.

К аэродинамическим характеристикам винта относится тяга, момент и мощность, потребные для вращения, и коэффициент полезного действия.

Полная аэродинамическая сила элемента лопасти

$$dR = C_R \frac{\rho W^2}{2} b dr,$$

где C_R — коэффициент полной аэродинамической силы;

W — результирующая скорость в м/с;

b — максимальная ширина полости винта.

Коэффициент полезного действия винта определяется по следующей формуле:

$$\eta_b = \frac{C_p}{C_N} \lambda = \frac{C_p}{C_N} \pi V';$$

где C_p — коэффициент тяги;

C_N — коэффициент мощности;

V' — коэффициент скорости.

3.8. КЛАССИФИКАЦИЯ И РЕЖИМ РАБОТЫ.

3.8.1. Классификация.

Как было ранее указано, что величина угла атаки лопастей при неизменном угле установки коэффициент расхода зависит от скорости полета. Это явление имеет место у винтов фиксированного шага (ВФШ). Основной недостаток их состоит в том, что на взлете (при малой скорости полета) они могут быть "тяжелыми" и не обеспечивать взлетной мощности двигателя. В горизонтальном полете при большой поступательной скорости

частота вращения может возрастать до недопустимо больших значений, при которых не обеспечивается надежность работы двигателя.

Ранее, когда диапазон скоростей полета самолетов был невелик, применялись винты фиксированного шага. По мере совершенствования ЛА и увеличения диапазона скоростей полета, стали использовать винты изменяемого шага (ВИШ). Первые ВИШ имели сравнительно небольшой диапазон изменения углов установки, который обычно не превышал 10° . Это были, как правило, двухшаговые винты. Взлет и набор высоты в этом случае производились на малом угле установки (малом шаге), позволяющем получать взлетную частоту вращения ротора двигателя при работе на месте. При переходе на горизонтальный полет лопасти переводились на большой шаг путем открытия крана специальной гидравлической системы или при помощи штурвала механического управления винтом.

С дальнейшим увеличением диапазона скоростей полета самолетов и, следовательно, с увеличением диапазона изменения углов установки лопастей, стали применять винты с автоматическими системами регулирования частоты вращения путем изменения угла установки в зависимости от режима полета. Винты с такими системами регулирования частоты вращения получили название автоматических воздушных винтов. Конструктивно-автоматические винты представляют собой весьма сложные агрегаты, успешная эксплуатация и техническое обслуживание которых возможны лишь при условии глубокого изучения принципов их работы и правил технической эксплуатации.

3.8.2. Режимы работы

При постоянном угле установки ϕ угол атаки лопастей зависит от величины скорости полета. При увеличении скорости полета угол атаки уменьшается. В этом случае говорят - винт "облегчается", так как момент сопротивления вращению винта уменьшается. Это вызывает увеличение частоты его вращения. При уменьшении скорости полета, наоборот, угол атаки увеличивается и винт "затяжеляется", частота вращения снижается.

При большом увеличении скорости полета или при малом угле установки угол атаки может стать равным нулю и даже отрицательным.

Тяга P и коэффициент тяги C_p считаются положительными, если направление тяги совпадает с направлением движения самолета, при противоположном направлении - отрицательными. В этом случае винт создает сопротивление.

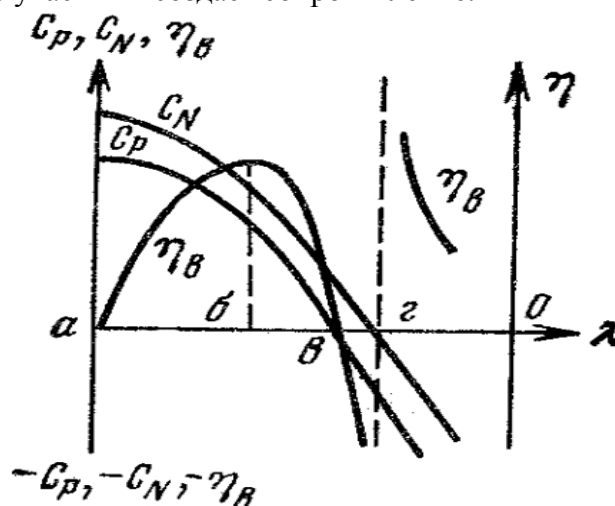


Рис. 3.16. Аэродинамические характеристики винта при постоянном угле установки лопастей.

Мощность винта N коэффициент мощности винта C_N считаются положительными, когда крутящий момент от аэродинамических сил винта противоположен направлению его вращения. Если крутящий момент этих сил поддерживает вращение винта, т.е. сила сопротивления вращению $T < 0$, мощность винта считается отрицательной.

При изменении V и n в широком диапазоне относительная поступь λ может изменяться от нуля до бесконечно больших положительных значений (когда $n \rightarrow 0$).

Рассмотрим наиболее характерные режимы работы винта. Режим, при котором поступательная скорость $V = 0$, следовательно, λ и η равны нулю, называется режимом работы винта на месте (рис. 3.17). На рис. 3.16 этому режиму соответствует точка a , где коэффициенты тяги C_p и мощности C_N обычно имеют максимальные значения. Угол атаки лопастей α при работе винта на месте примерно равен углу установки φ .

Так как $\eta = 0$, то винт при работе на месте никакой полезной работы не производит.

Режим работы винта, когда при наличии поступательной скорости создается положительная тяга, называется пропеллерным режимом (рис. 3.18). Он является основным и наиболее важным режимом работы, который используется при рулении, взлете, наборе высоты, горизонтальном полете самолета и частично на снижении и посадке. На рис. 3.16. этому режиму полета соответствует участок ab . По мере увеличения относительной поступи λ уменьшаются значения коэффициентов тяги и мощности. Коэффициент полезного действия винта при этом сначала возрастает, достигая максимума в точке b , а затем быстро падает.

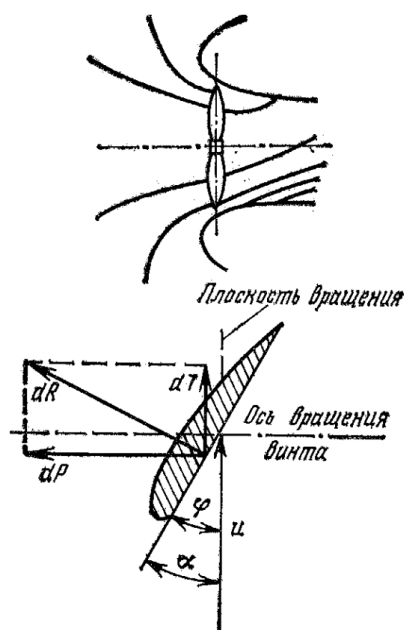


Рис. 3.17. Работа винта на месте.

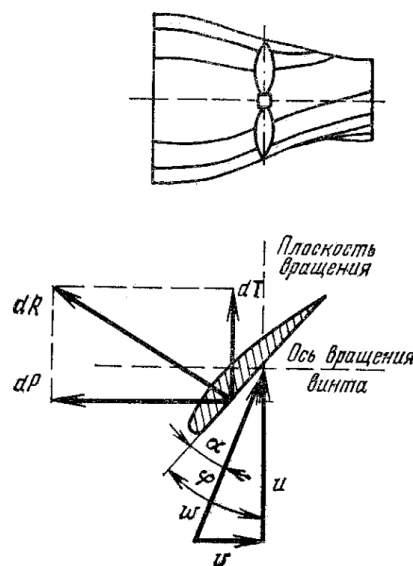


Рис. 3.18. Работа винта на пропеллерном режиме.

Точка b характеризует оптимальный режим работы винта для данного значения угла установки лопастей. Таким образом, пропеллерному режиму работы винта соответствуют положительные значения коэффициентов C_p , C_N и η .

Режим работы, при котором винт не создает ни положительной, ни отрицательной тяги (сопротивления), называется режимом нулевой тяги.

На этом режиме винт как бы свободно ввинчивается в воздух, не отбрасывая его назад и не создавая тяги (рис. 3.19). Режиму нулевой тяги на рис. 3.16. соответствует точка b . Здесь коэффициент тяги C_p и к. п. д. винта равны нулю. Коэффициент мощности C_N имеет некоторое положительное значение. Это означает, что для преодоления момента сопротивления вращению винта на этом режиме требуется мощность двигателя. Режим нулевой тяги может иметь место при снижении самолета. Угол атаки лопастей при этом, как правило, несколько меньше нуля.

Режим работы винта, когда создается отрицательная тяга (сопротивление) при положительной мощности на валу двигателя, принято называть режимом торможения, тормозным режимом винта (рис. 3.20). На этом режиме

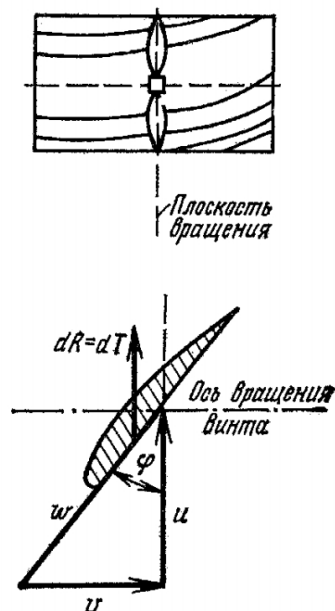


Рис. 3.19. Работа винта на режиме нулевой тяги.

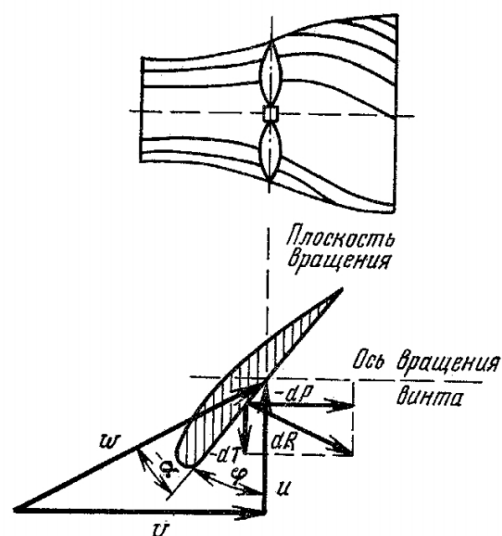


Рис. 3.20. Работа винта на режиме торможения.

угол протекания струй β больше угла установки φ , т.е. угол атаки лопастей α – величина отрицательная. В данном случае воздушный поток оказывает давление на спинку лопасти, чем и создает отрицательную тягу. На рис. 3.16 этому режиму работы винта соответствует участок, заключенный между точками β и γ , на котором коэффициенты C_p и η имеют отрицательные значения, а значения коэффициента C_N изменяются от некоторого положительного значения до нуля. Мощность двигателя, как и в предыдущем случае, требуется для преодоления момента сопротивления вращению винта. Отрицательная тяга винта ТВД используется для сокращения длины после посадочного пробега. Для этого лопасти специально проводят на минимальный угол установки φ_{min} , при котором во время пробега самолета угол атаки α отрицательный.

Режим работы, когда мощность на валу двигателя равна нулю, а винт вращается за счет энергии набегающего потока (под действием аэродинамических сил, приложенных к лопастям), называется режимом авторотации (рис. 3.21). Двигатель при этом развивает мощность, необходимую лишь для преодоления внутренних сил и моментов, трения, образующихся при вращении винта. На рис. 3.16 этому режиму соответствует точка γ . Тяга винта, как и на режиме торможения, отрицательная. Режим работы, при котором мощность на валу двигателя отрицательна, а винт вращается за счет энергии набегающего потока, называется режимом ветряка (рис. 3.22). На этом режиме винт не только не потребляет мощность двигателя, но и вращает вал двигателя за счет энергии набегающего потока. На рис. 3.16 этому режиму соответствует участок правее точки γ .

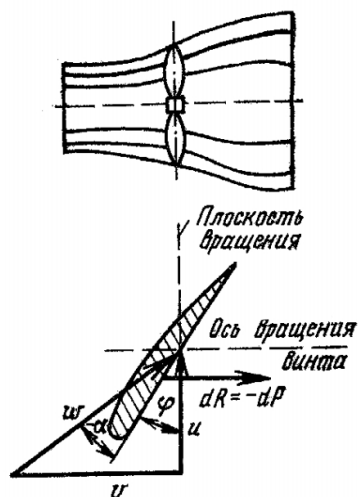


Рис. 3.21. Работа винта на режиме авторотации

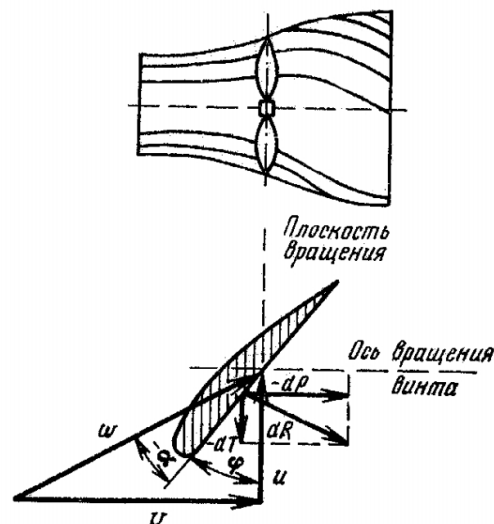


Рис. 3.22. Работа винта на режиме ветряка

Режим ветряка применяют для запуска остановившегося двигателя в полете. В этом случае вал двигателя раскручивается до необходимой для запуска частоты вращения, не требуя специальных пусковых устройств.

Торможение самолета при пробеге также начинается на режиме ветряка и проходит последовательно стадии авторотации и торможения до режима нулевой тяги.

ОСЕВЫЕ КОМПРЕССОРЫ

Компрессор предназначен для сжатия и подачи воздуха в камеру сгорания и систему отбора.

Осевой компрессор является одним из наиболее сложных агрегатов ГТД, определяющим в значительной степени габаритные размеры, вес, экономичность и надежность работы двигателя.

При работе компрессора атмосферный воздух забирается через воздухозаборники и, пройдя радиально-круговой вход в корпусе компрессора, попадает во входной направляющий аппарат, где осуществляется предварительная закрутка воздуха, предназначенная для уменьшения его относительных скоростей перед входом в рабочее колесо компрессора. Проходя по каналам, образованным лопатками рабочего колеса, и вращаясь вместе с колесом, воздух сжимается и выходит из зоны рабочего колеса, имея давление и скорость, значительно большие, чем на входе. Выйдя из рабочего колеса, воздух попадает в радиальный, а затем в осевой диффузор. В диффузорах скорость воздуха уменьшается, статическое давление возрастает. После осевого диффузора сжатый воздух попадает в кожух камеры сгорания.

Компрессор состоит из следующих основных узлов: корпуса компрессора, ротора, радиального и осевого диффузоров и корпуса подшипника.

3.9. КЛАССИФИКАЦИЯ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.

Осевые компрессоры можно классифицировать:

1. По отношению скорости воздуха в проточной части компрессора к скорости звука на дозвуковые и сверхзвуковые.
2. По числу роторов на однороторные (однокаскадные), двухроторные (двухкаскадные) и трехроторные.

Двухроторные компрессоры можно располагать последовательно (рис. 3.23, а) и приводить в движение от двух газовых турбин. Принципиально возможно осуществить концентричное расположение роторов (рис. 3.23, б) с противоположным направлением их вращения так, чтобы рабочие лопатки одного из них были расположены внутри барабана и

служили направляющими лопатками для второго ротора. Однако такое расположение роторов создает большие конструктивные трудности и по этой причине не применяются. Трехроторные компрессоры (см. рис. 3.23, в) применяются в ТРДД. Они приводятся от трех газовых турбин.

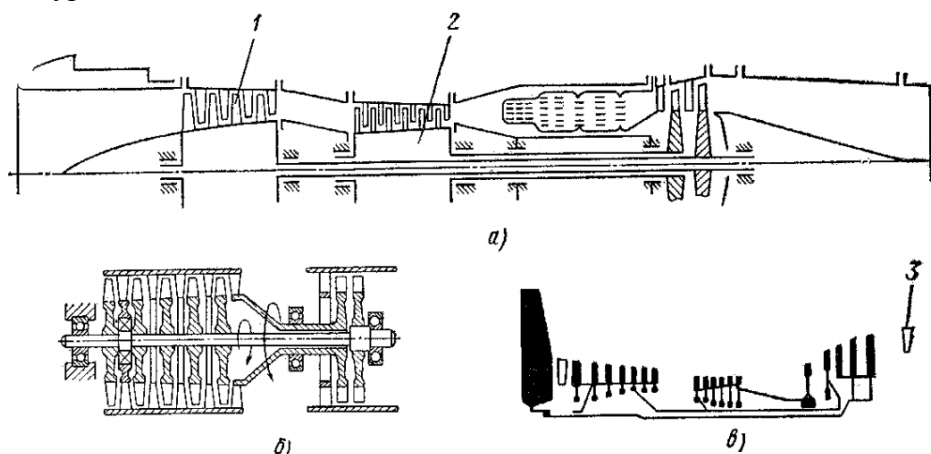


Рис. 3.23. Схема компрессоров:

- а – двухроторного с последовательным расположением роторов;
- б – двухроторного с концентричным расположением роторов;
- в – трехроторного для ТРДД; 1,2 – первый и второй роторы;
- 3 – регулируемый направляющий аппарат.

По конструкции ротора компрессоры подразделяются на компрессоры с роторами дискового, барабанного и смешанного типа (рис. 3.24). В настоящее время применяют преимущественно конструкции смешанного типа, достоинства которых показано далее.

По конструкции проточной части – на компрессоры:

- с постоянным наружным диаметром D всех колес и изменяющимся диаметром втулок (рис. 25, а);
- с постоянным диаметром d втулок и изменяющимся наружным диаметром колес (рис. 25, в);

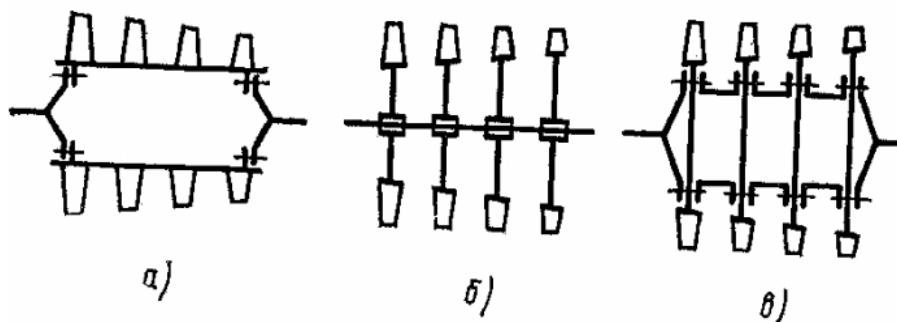


Рис. 3.24. Роторы:

- а – барабанного типа; б – дискового типа; в – смешанного типа.

- с постоянным наружным диаметром одной части колес и постоянным диаметром втулок остальной части колес (рис. 25, г);
- с постоянным средним диаметром $D_{ср}$ всех колес (рис. 25, б).

Не останавливаясь на достоинствах и недостатках этих схем, отметим, что объем и массу компрессора можно приближенно представить как функцию квадрата наружного диаметра его D и первой степени длины L . Поэтому при одинаковом числе ступеней и одинаковых степенях повышения полного давления воздуха π_k масса компрессора, выполненного по схеме в, будет меньше, чем масса компрессора, выполненного по схеме а.

Кроме того, компрессор, выполненный по схеме в, имеет некоторые технологические выгоды, так как диски постоянного диаметра удобнее в производстве, а также позволяют обеспечить более удобное расположение агрегатов у выходного сечения компрессора, что дает некоторое уменьшение поперечных размеров двигателя.

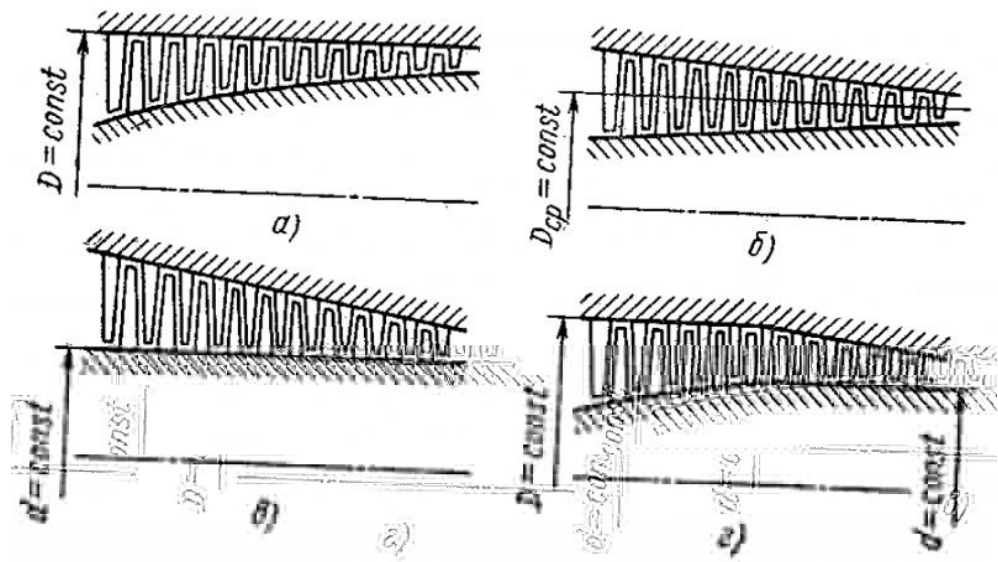


Рис. 3.25. Проточная часть компрессора:

а – с постоянным наружным диаметром D всех колес; б – с постоянным средним диаметром D_{cp} всех колес; в – с постоянным диаметром d втулок колес; г – с комбинацией $D = const$ и $d = const$.

Компрессор, выполненный по схеме б, занимает по массе промежуточное положение между компрессорами, выполненными по схемам а и в. Компрессор, выполненный по схеме г, имеет также некоторый выигрыш в массе, сравнению с компрессором, выполненным по схеме а.

В схеме а радиальный зазор между лопатками и корпусом определяется тепловым расширением ротора и корпуса, а также удлинением лопаток и дисков от центробежных сил, в схемах б, в и г, кроме того, на радиальный зазор влияет и место расположения упорного подшипника.

По конструкции корпуса компрессоры бывают с неразъемным и разъемным (с разъемом в плоскости оси ротора или перпендикулярной ей плоскости) корпусами, литыми из алюминиевого сплава или сваренными из листовой стали или титанового сплава.

По способу устранения помпажа: компрессоры с поворотными направляющими лопатками (рис. 3.26), или с клапанами перепуска воздуха (рис. 3.27), или одновременно с поворотными лопатками и клапанами перепуска.

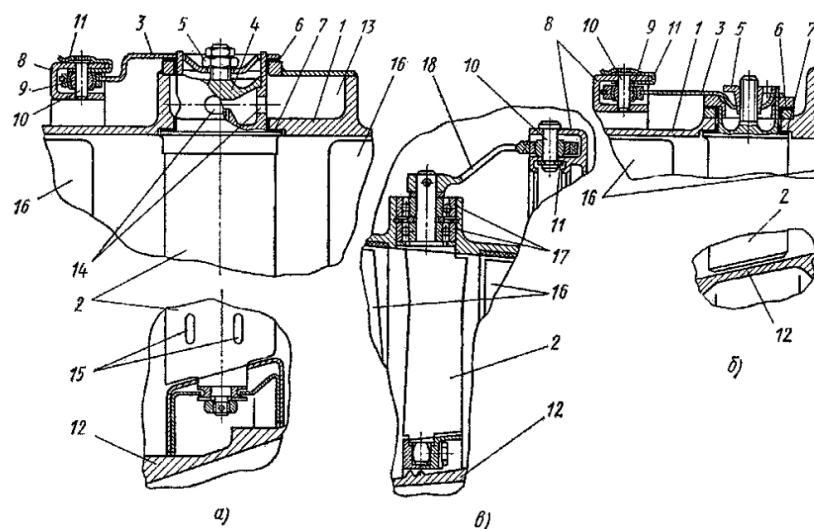


Рис. 3.26. Узлы поворотных спрямляющих лопаток:

а – двухопорная со скользящими подшипниками; б – консольная со скользящими подшипником; в – двухопорная на подшипниках качения;

1 – корпус спрямляющих лопаток; 2 – спрямляющая поворотная лопатка; 3 – рычаг, штампованный из листа; 4 – донышко цапфы лопатки; 5 – самостопорящаяся гайка; 6 – верхняя втулка скользящего подшипника; 7 – нижняя втулка скользящего подшипника из пластика; 8 – тяговое кольцо из двух половинок; 9 – сферический подшипник, завальцованный в рычаг; 10 – палец; 11 – замок стопорения пальца; 12 – ротор; 13 – полость подвода теплого воздуха для обогрева лопаток во избежание обледенения; 14 – входные отверстия в цапфе лопаток; 15 – выходное отверстие; 16 – рабочая лопатка; 17 – шарикоподшипник; 18 – рычаг.

3.10. РОТОР. ТИПЫ РОТОРОВ

По конструктивному выполнению ротор осевого компрессора может быть барабанного, дискового и смешанного типа.

Ротор барабанного типа показан на рис. 3.24, а. В роторе этого типа несколько рядов лопаток закреплены на цилиндрическом или коническом барабане, представляющем собой поковку из алюминиевого сплава или стали, механически обработанную со всех сторон. Две стальные крышки закрывают барабан с торцов и имеют цапфы, которыми ротор опирается на подшипники. Крутящий момент к каждой ступени передается через стенку барабана.

Достоинство ротора барабанного типа – простота конструкции, определяющая сравнительную простоту его изготовления, и большая поперечная жесткость, благодаря которой критическая частота вращения довольно высока. Критической частотой вращения называется частота вращения, при которой вращающийся ротор имеет большие прогибы, вызывающие значительные вибрации двигателя.

К недостаткам такого ротора следует отнести невозможность его использования в быстроходных компрессорах.

Роторы барабанного типа были заимствованы из практики паротурбостроения и применялись в первых ГТД.

Ротор дискового типа (рис. 3.24, б) имеет соединенные с валом специально спрофилированные диски, на периферии которых прикреплены рабочие лопатки. Диски обладают большой прочностью и допускают на своей наружной поверхности окружные скорости 250 – 360 м/с. Поэтому ступени компрессора с дисковыми роторами являются высоконапорными и применяется в ГТД с большими степенями повышения давления воздуха. Крутящий момент к каждой ступени передается через вал.

Недостатком ротора дискового типа является небольшая поперечная жесткость по сравнению с поперечной жесткостью ротора барабанного типа. Ротор дискового типа, по сравнению с ротором барабанного типа, имеет большую конструктивную и технологическую сложность.

Достоинства роторов барабанного и дискового типа сочетает ротор смешанного типа (рис. 3.24, в). Его секции, имеющие диски и барабанные участки, соединены между собой, причем они соединяются в том месте, где окружная скорость намного ниже допускаемой по условиям прочности. Барабанно-дисковая конструкция имеет достаточно большую жесткость и высокую критическую частоту вращения.

Ротор смешанного типа получил большое распространение.

3.10.1. Соединение в секциях в роторах смешанного типа.

Соединение в секциях в роторах смешанного типа отличается сравнительно большим разнообразием. На рис. 3.28 показан ротор осевого компрессора, в котором все секции, кроме последней (стальной) представляют собой алюминиевые диски с барабанными участками и имеют небольшую осевую протяженность. Диски последовательно напрессовывают один на другой с натягом. Перед напрессовкой диски нагревают до температуры, превосходящей примерно на 50° С температуру, которую они будут иметь в полете, чтобы натяг в сочленении не уменьшался до нуля. Чтобы зазор не уменьшался до нуля при $M \approx 1,5$ диски первых ступеней при сборке нагревают до 180...200° С, а диск

последней ступени – до 250°C . в каждой паре сочленяющихся дисков сверлят и развертывают в пазах для лопаток глухие отверстия под запрессовку штифтов (сквозные отверстия делают лишь там, где можно удалить стружку). Эти штифты скрепляют диски и передают крутящий момент. Во внутреннюю полость ротора компрессора через отверстия цилиндрической части диска четвертой ступени подводится воздух из проточной части. Внутренние полости, образующиеся между дисками, сообщаются между собой через отверстия в цилиндрической части. Таким образом, во всей полости ротора устанавливается одинаковое давление и устраняются осевые нагрузки на диски. Для устранения протекания воздуха через радиальные зазоры между ротором и спрямляющим аппаратом за каждой ступенью располагается лабиринтное уплотнение. Гребешки уплотнения выточены на цилиндрических участках секций.

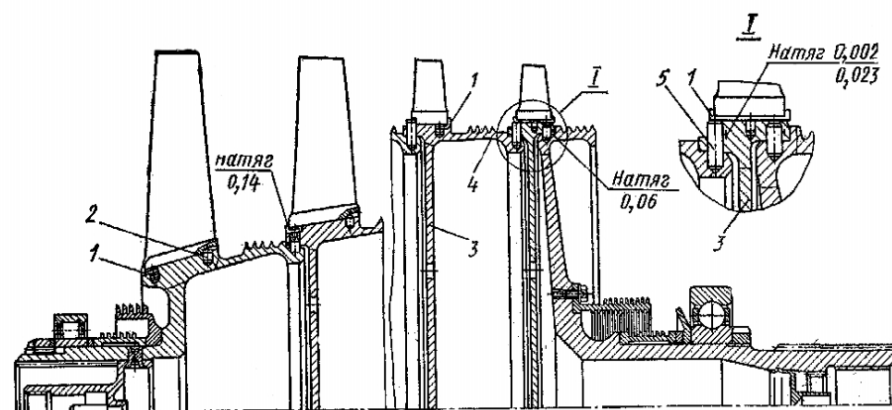


Рис. 3.28. Ротор смешанного типа с последовательной напрессовкой секций и штифтовым их креплением:

1 – отгибной замок, устраняющий смещение лопатки влево; 2 – шпилька, устраняющая смещение лопатки вправо; 3 – диск; 4 – барабанная часть диска; 5 – штифт.

Продольный разрез компрессора ТВД с ротором, имеющим штифтовое крепление секций, выполненных из стали, показан на рис. 3.29. В этих компрессорах секции с первой по шестую ступени ротора выполнены из алюминиевого сплава, а секции седьмой и восьмой ступени выполнены из стали, так как из-за нагрева нельзя применять алюминиевый сплав.

На рис. 3.30 показан ротор смешанного типа, в котором диски и проставки между ними скреплены длинными стяжными болтами. Центровка дисков и проставок осуществляется с помощью цилиндрических участков на болтах и отверстий, выполненных и развернутых совместно в дисках и проставках. Выполнение таких отверстий и применение подобной схемы скрепления секций ротора возможно при сравнительно небольших окружных скоростях на периферии лопаток порядка 300...320 м/с.

На рис. 3.31 показан ротор смешанного типа, в котором отдельные секции соединяются между собой торцевыми треугольными шлицами и стяжными болтами. Каждая секция представляет собой диск с барабанными участками, на торцах которых выполнены шлицы. Барабанные участки секций образуют собой тело равного сопротивления изгибу, отчего конструкция ротора имеет при сравнительно малой массе большую жесткость. Треугольные шлицы обеспечивают взаимную центровку секций и передачу крутящего момента. Усилие затяжки гайки стяжного болта сравнительно велико и составляет несколько килоньютон.

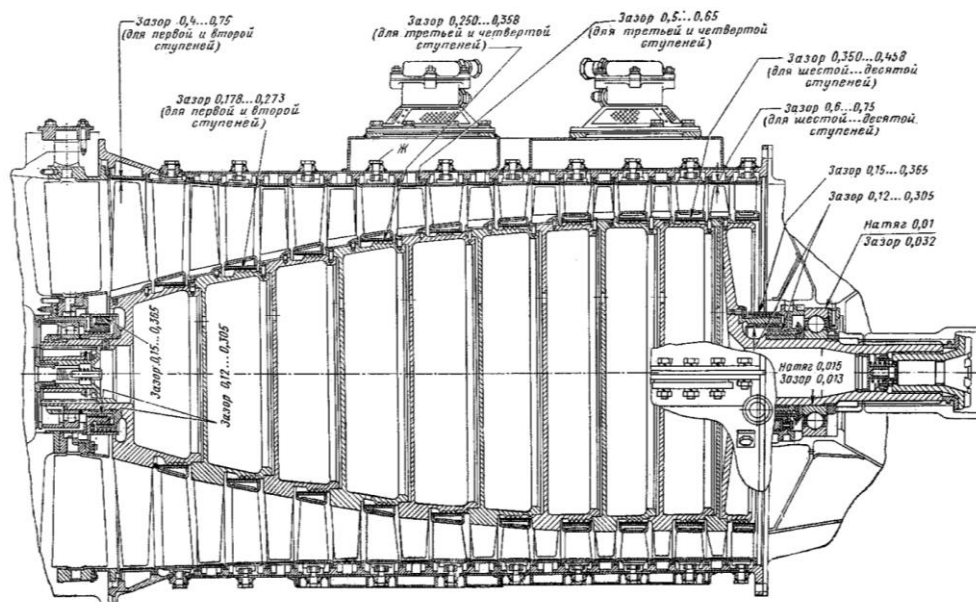


Рис. 3.29. Продольный разрез компрессора ТВД со штифтовым креплением секций ротора, выполненных из стали, и со стальным сварным корпусом.

На рис. 3.32 показан ротор из стали, секции которого соединены сваркой. Центровка секций при сборке обеспечивается цилиндрическими посадочными участками. Сварочный шов необходимо контролировать, а весь ротор после сварки нужно подвергнуть термообработке для снятия внутренних напряжений

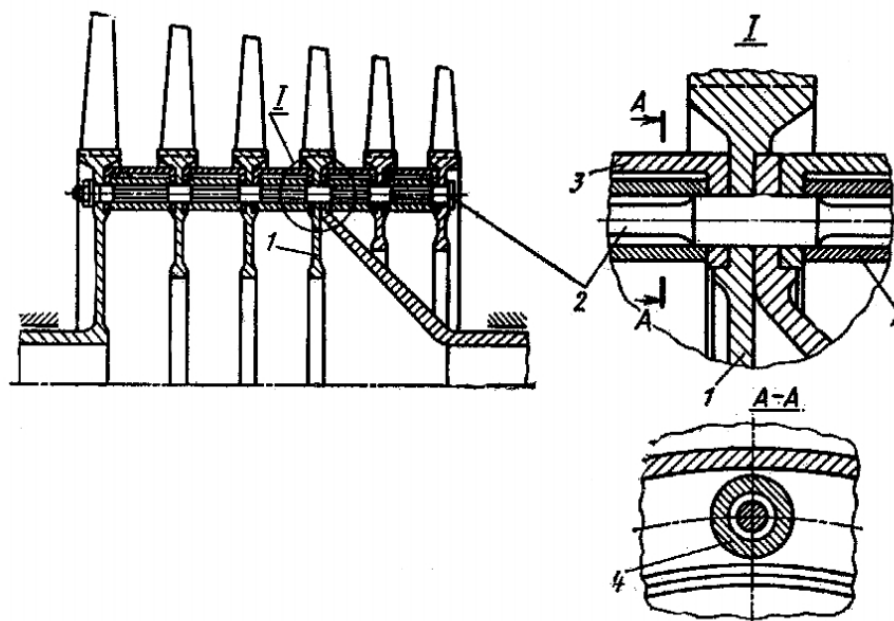


Рис. 3.30. Ротор компрессора, в котором диски и проставки соединены длинными стяжными болтами и распорными втулками.
1 – диск; 2 – болт; 3 – проставка; 4 – распорная втулка.

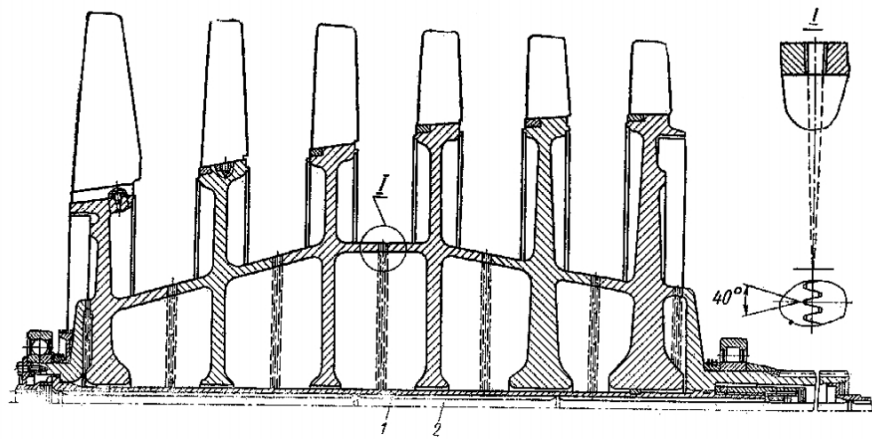


Рис. 3.31. Ротор компрессора с соединением секций с помощью торцевых треугольных шлицев и стяжного болта:
1 – стяжной болт; 2 – шпилька, соединяющая роторы компрессора и турбины в осевом направлении.

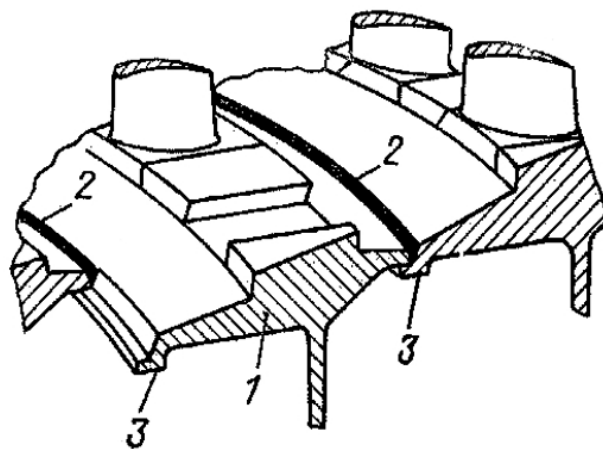


Рис. 3.32. Соединение секций ротора, выполненное сваркой.
1-секция ротора; 2-сварной шов; 3-центрирующий бортик.

На рис. 3.33 показан ротор осевого компрессора, в котором секции соединяются между собой последовательно призонными болтами.

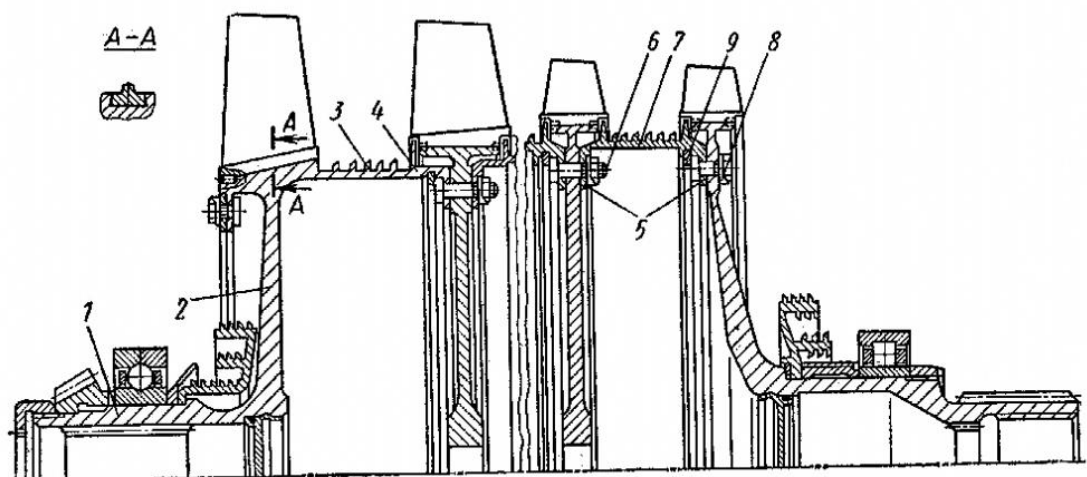


Рис. 3.33. Ротор смешанного типа с креплением секций призонным болтами:
1 – цапфа; 2 – диск; 3 – барабанный участок; 4, 5 – фланцы; 6 – болт;
7 – проставки; 8 – отгибная стопорная шайба; 9 – упругое кольцо.

Каждая секция ротора представляет собой стальную штамповку, обработанную механически. Некоторые секции, например, первая, имеют диск, цапфу и барабанный участок с фланцем. Другие секции представляют собой просто диски, а промежуточная

часть между ними, проставка, является барабаном с двумя фланцами. Отверстия для призонных болтов либо сверлят и разворачивают совместно в сопрягаемых секциях, либо выполняют с помощью сопряженных кондукторов. Чтобы болты не выпадали из отверстий во время сборки, их удерживают во фланцах упругими кольцами 9, вставленными в канавки, проточенные в цилиндрических частях секций, или специальными шайбами. Гайки болтов стопорят отгибными шайбами (в иностранных ГТД иногда применяют самостопорящиеся гайки). Ротор этого типа благодаря болтовому креплению и наличию фланцев обладает большой поперечной жесткостью.

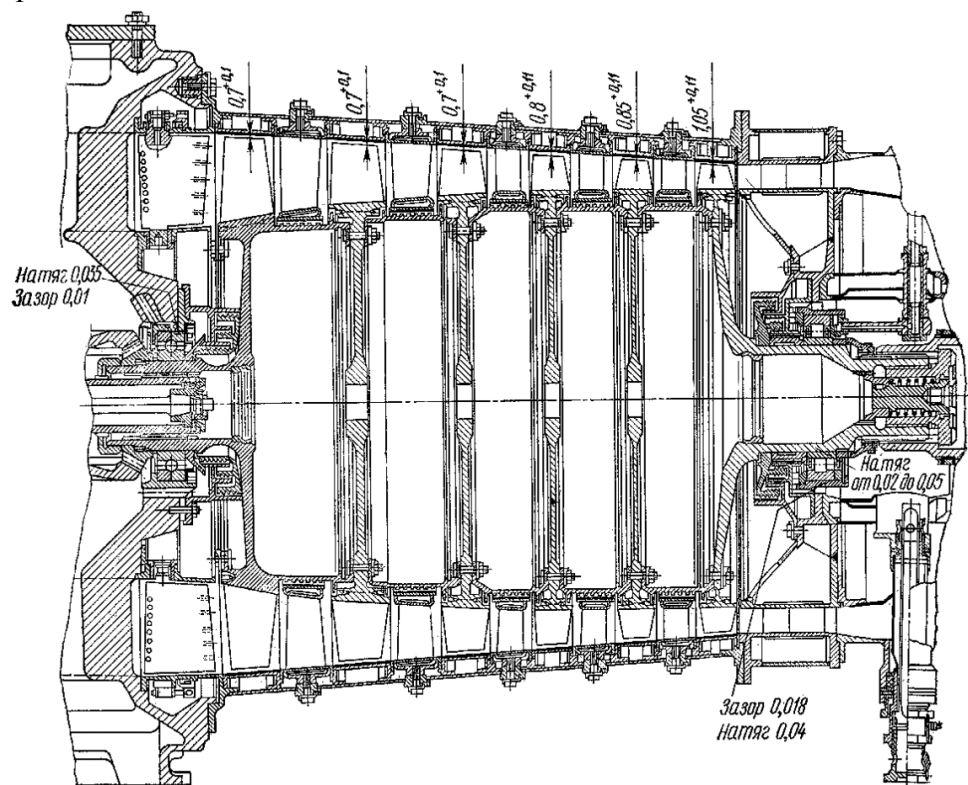


Рис. 3.34. Продольный разрез компрессора ТВД с ротором, секции которого скреплены призонными болтами, и сваренным из листовой стали корпусом.

Продольный разрез компрессора ТВД с болтовым креплением секций показан на рис. 3.34.

На рис. 3.35. показана схема ротора барабанного типа, выполненного из титана, имеющего внутри барабана против каждого ряда лопаток кольцевого ребра, уплотняющие стенки. Подобный ротор применяют на вертолетных двигателях, где диаметральные размеры ротора должны быть небольшими. Ротор можно выполнить из поковки, внутренние ребра получают раскаткой роликами, а затем обрабатывают механически. Ротор может быть также сварен из отдельных секций электронно-лучевой или аргонно-дуговой сваркой.

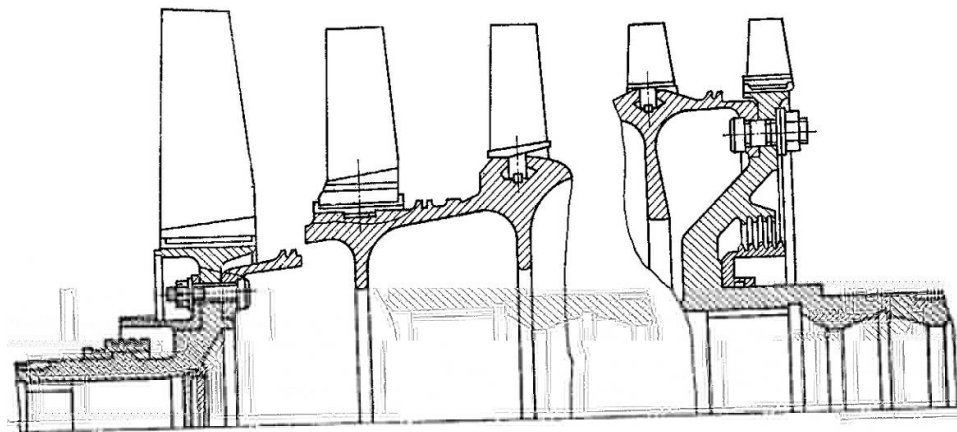


Рис. 35. Ротор барабанного типа, изготовленный из титанового сплава с упрочняющими внутренними кольцевыми ребрами

3.11. КОРПУС ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.

Корпус компрессора представляет собой полый цилиндр или усеченный конус в зависимости от способа профилирования проточной части компрессора. С торцов к корпусу компрессора крепят корпуса переднего и заднего подшипников.

Корпус компрессора может быть сделан цельным и разъемным с разъемом в плоскости оси ротора (с продольным разъемом) или в плоскости перпендикулярной ей. Корпус с продольным разъемом позволяет выполнять сборку компрессора с окончательно собранным и отбалансированным ротором. Ротор укладывают в одну часть ротора, где предварительно устанавливают спрямляющие лопатки, закрывают вторую часть корпуса и обе части стягивают болтами.

В неразъемный корпус (рис. 3.36, а) ротор вместе с направляющими лопатками вводится с торца. Корпус с разъемом, перпендикулярным оси ротора, показан на рис. 3. 36, б. Корпус с разъемом, расположенным по оси ротора, показан на рис. 3. 36, в.

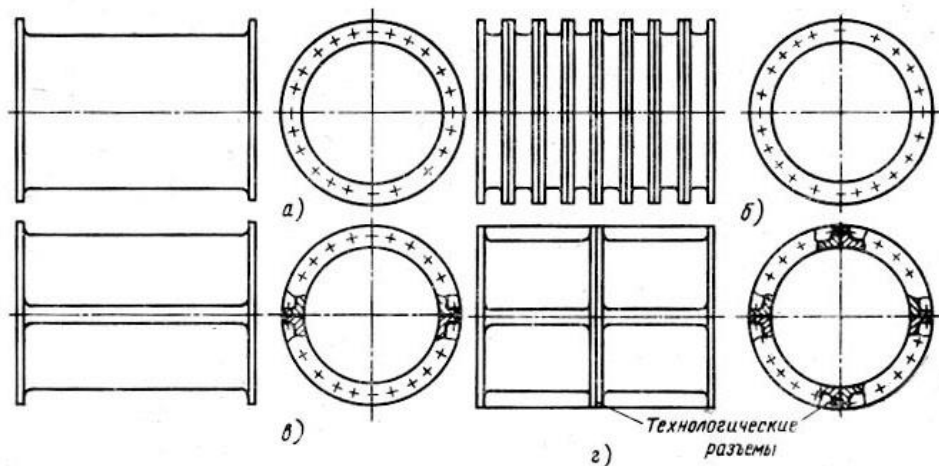


Рис. 3.36. Схемы корпусов компрессоров:

а – неразъемный корпус; б – корпус с разъемом, перпендикулярным оси ротора; в – корпус с разъемом в плоскости оси ротора; г – корпус с разъемом в плоскости оси ротора и двумя технологическими разрезами в плоскостном роторе и в перпендикулярной ей плоскости.

В некоторых случаях делают технологический разъемы (см. рис. 3.36, г). Иногда технологический разъем необходим для того, чтобы изготовить отливку из алюминиевого сплава меньшего размера или применять для корпуса разные материалы, на пример для первых ступеней алюминиевый сплав, а для последних – сталь.

Фланцы, служащие для соединения частей корпуса между собой, увеличивают жесткость и уменьшают работу корпуса на изгиб. Однако неравномерная жесткость разъемного корпуса по окружности (меньшая - в плоскости, перпендикулярной плоскости

разъема корпуса, и большая – в плоскости разъема, где находятся фланцы) приводят к неравномерному тепловому расширению корпуса и короблению его при нагревании. Это особенно относится к литым корпусам из алюминиевого сплава. Поэтому с наружной стороны корпуса компрессора необходимо делать оребрение (рис. 3.37), добиваясь примерно одинаковой жесткости по окружности и тем самым равномерного теплового расширения.

Корпус компрессора отливают из алюминиевых сплавов или сваривают из листовой стали и титанового сплава (см. конец главы). Необходимая прочность обеспечивается правильно выбранной толщиной стенок корпуса и введением наружных ребер. Фланцы и ребра в отливки должны быть соединены со стенками корпуса гантелями для устранения местных напряжений и рыхлот при литье.

Толщина стенок влияет на предел прочности (временного сопротивления) литья.

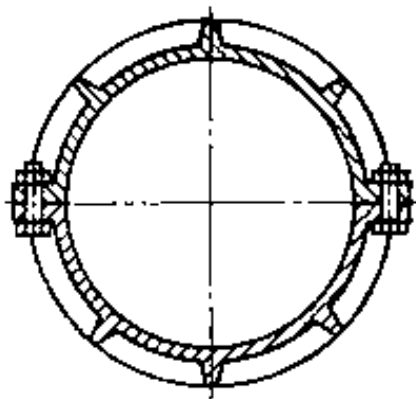


Рис. 3.37. Поперечное сечение разъемного корпуса, отлитого из алюминиевого сплава.

Передача усилий от подшипников на корпус компрессора производится через корпуса переднего и заднего подшипников и через радиальные связи.

При разъемном корпусе встречается два способа балансировки и сборки. Ротор может быть, собран вместе со спрямляющими лопатками, отбалансирован на балансировочном станке и в таком виде передан на сборку компрессора. Конструкция ротора должна обеспечивать его простую сборку.

В стенках корпуса обычно имеются каналы для масла и воздуха, отбираемого для подогрева входного устройства и уменьшения осевой силы, действующей на ротор. Эти каналы могут быть выполнены при отливке корпуса или образованы трубками, закрепленными по концам. Иногда воздух отбирается от одной из ступеней компрессора для охлаждения сопловых лопаток и диска турбины. Выбор ступени, от которой отбирается воздух, определяется гидравлическим сопротивлением охлаждаемого тракта и давлением в этом месте, куда вытекает охлаждающий воздух. Этот отбор не должен нарушать в течение потока воздуха в проточной части компрессора, расположенной непосредственно перед местом отбора воздуха и за ним. Невыполнение этого требования может привести к интенсивным колебаниям рабочих лопаток и их поломке.

Каналы для масла расположены в литейных бобышках и получают сверлением при механической обработке корпуса.

3.12. РАБОЧИЕ ЛОПАТКИ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.

Конструкция лопаток и их материал должны обеспечивать высокую прочность, так как лопатки испытывают большие статические и динамические нагрузки во время работы при высокой температуре.

Линейные и угловые размеры должны быть выполнены с высокой степенью точности, чтобы получить одинаковые скорости течения воздуха и одинаковые его давления и температуры в каждом лопаточном канале. Различные режимы течения лопаточных каналах могут не только снизить КПД компрессора, но и вызвать колебания лопаток и их поломку.

Лопатки должны иметь шероховатость поверхности высокого класса. В рабочей части лопатки гладкая поверхность необходима для уменьшения потерь на трения газа. Гладкая чистая поверхность в рабочей части и в замке необходима для увеличения усталостной прочности лопатки.

Замок лопатки должен быть сконструирован так, чтобы в лопатке и в диске не возникали из-за концентрации чрезмерно большие напряжения. Масса замка должна быть минимальной. Следует помнить, что основной нагрузкой на ротор компрессора являются центробежные силы лопаток. Снижение массы лопатки на 1% позволяет уменьшить массу компрессора, приходящуюся на одну лопатку, на 4...5%. Конструкция замка должна позволять легко выполнять сборку ротора и замену лопатки при ее повреждении.

Рабочие лопатки осевых компрессоров не имеют бандажа и крепятся к диску ножками. Поэтому, чтобы не возникали колебания, вызывающие поломку, лопатки должны быть достаточно прочными и жесткими.

Рабочую лопатку профилируют исходя из аэродинамических законов рассматриваемых в курсе лопаточных машин. Это профилирование должно быть тесно увязано с расчетом лопаток на прочность и колебания. Форма рабочей части лопатки должна быть удобна в производстве.

При изготовлении лопаток вместо механической обработки все шире начинает применяться электрохимическая обработка. Это обеспечивает более высокое качество поверхности лопатки, а также снижение остаточных напряжений.

Рассмотрим несколько конструкции замков лопаток. Большое распространение получило крепление лопаток с помощью трапецевидного паза (ласточкиного хвоста) изображенного на рис. 3.38. Ножки лопатки вставляют в пазы диска, изготовленные протяжкой, с зазором 0,01...0,03 мм (при длине замка, меньшей или равной 80 мм) и с зазором 0,01...0,04 (при длине замка, больше 80 мм).

Рабочие лопатки осевых компрессоров не имеют бандажа и крепятся к диску ножками. Поэтому, чтобы не возникали колебания, вызывающие поломку, лопатки должны быть достаточно прочными и жесткими.

Рабочую лопатку профилируют исходя из аэродинамических законов рассматриваемых в курсе лопаточных машин. Это профилирование должно быть тесно увязано с расчетом лопаток на прочность и колебания. Форма рабочей части лопатки должна быть удобна в производстве.

При изготовлении лопаток вместо механической обработки все шире начинает применяться электрохимическая обработка. Это обеспечивает более высокое качество поверхности лопатки, а также снижение остаточных напряжений.

Рассмотрим несколько конструкции замков лопаток. Большое распространение получило крепление лопаток с помощью трапецевидного паза (ласточкиного хвоста) изображенного на рис. 3.38. Ножки лопатки вставляют в пазы диска, изготовленные протяжкой, с зазором 0,01...0,03 мм (при длине замка, меньшей или равной 80 мм) и с зазором 0,01...0,04 (при длине замка, больше 80 мм).

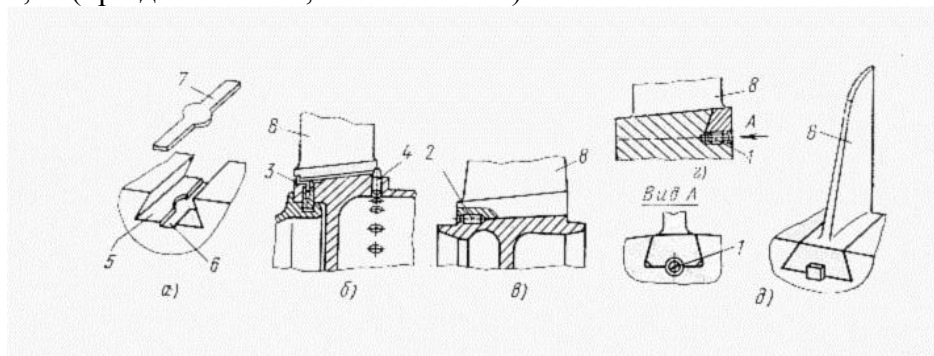


Рис. 3.38. Крепление «ласточкин хвост»:

а – общий вид крепления; б, в, г – способы фиксации лопаток от осевых перемещений; д – лопатка с диском в сборе; 1 – резьбовая шпилька; 2 – осевой штифт; 3 –

пластинчатый стопор; 4 – радиальный штифт; 5 – паз диска; 6 – выфрезеровка для стопорной пластинки в теле диска; 7 – стопорная пластинка; 8 – лопатка

В некоторых случаях для повышения собственной частоты колебаний лопаток посадка стальных лопаток в стальные диски производится с натягом до 0,015 мм. В этом случае хвостовик лопатки необходимо покрыть слоем меди толщиной 0,003...0,005 мм. Слой меди при запрессовке служит смазкой, обеспечивающей установку лопаток в паз без задиров. Паз в диске выполняют обычно косым из-за расположения корневого сечения лопатки. От перемещения вдоль паза лопатки фиксируют различными способами. На рис. 3.38, г показана фиксация лопатки резьбовой шпилькой, отверстие для которой и резьбу в нем выполняют после установки лопатки.

На рис. 3.39 показано шарнирное крепление лопаток, которое применяют на некоторых ступенях осевых компрессоров как средство устранения или снижения вибрационных напряжений. Шарнирное крепление позволяет

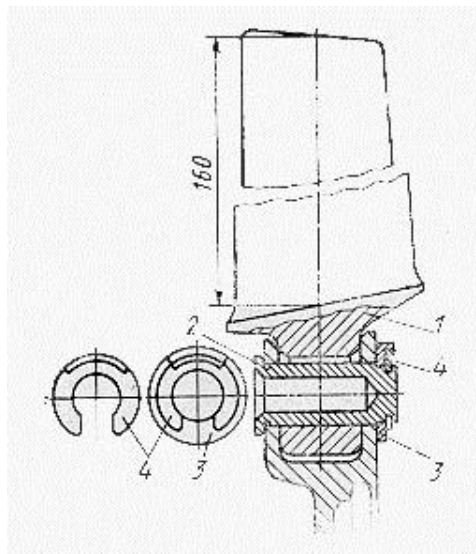


Рис. 3.39. Шарнирное крепление лопаток компрессора:

1 – лопатка; 2 – ось; 3 – шайба; 4 – упругая стопорящая шайба

установить лопатку в плоскости вращения так, что под действием газодинамической силы и силы инерции она, поворачиваясь на шарнире, расположится не радиально, а под некоторым углом к радиусу. Под влиянием переменных газодинамических сил лопатка будет покачиваться на шарнире. По условиям прочности осей и проушин шарнирное крепление применяется лишь при умеренных окружных скоростях на периферии лопаток ($u < 320$ м/с).

3.13. НАПРАВЛЕНИЕ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА.

Направляющие аппараты компрессора предназначены для преобразования соответствующей части кинетической энергии воздуха, сообщаемой ему рабочими лопатками ротора компрессора, в энергию добавления, а также для поворота воздуха на необходимый угол. Конструктивное оформление всех трех направляющих аппаратов компрессора идентичное, отличие состоит в геометрических размерах и в количестве лопаток.

Направляющие аппараты представляют собой узлы, состоящие из наружного и внутреннего колец и лопаток. В кольцах сделаны профильные просечки, в которые вставляются лопатки. Соединение лопаток с кольцами производится пайкой.

Способы крепления направляющих лопаток к корпусу компрессора весьма разнообразны. При консольном креплении площади поперечных сечений лопаток по условиям прочности и виброустойчивости должны быть больше, чем у лопаток, имеющих

двухстороннее крепление. Консольное крепление лопаток применяют редко, так как при нем происходит значительное перетекание воздуха через зазор между торцом лопатки и ротором, отрицательно влияющее на КПД компрессора. Уменьшение перетекания достигается уменьшением радиального зазора. Однако целый ряд факторов, например биение ротора, температурные деформации, не позволяют уменьшить радиальный зазор. Увеличение КПД компрессора приводит к двухстороннему креплению направляющих лопаток. При этом между внутренним неподвижным кольцом этих лопаток и ротором можно выполнить лабиринтное уплотнение, благодаря которому количество перетекающего воздуха будет меньше.

На рис. 3.40 показано разъемное двухстороннее крепление направляю

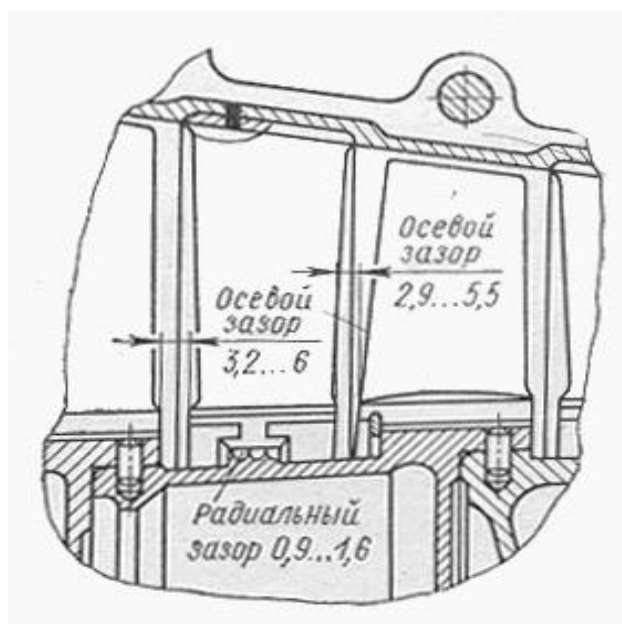


Рис. 3.40. Двустороннее крепление направляющих лопаток двумя цапфами.

щих лопаток из алюминиевого сплава. Каждая лопатка имеет две цапфы. Верхнюю цапфу крепят непосредственно к корпусу и затягивают гайкой, а нижнюю закрепляют в отверстиях разъемного кольца, стянутого шпильками.

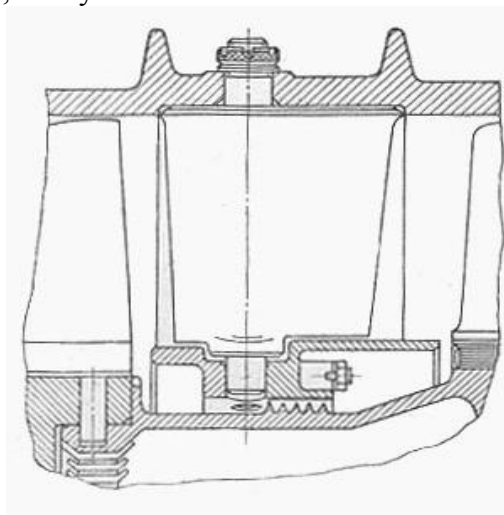


Рис. 3.41. Неразъемное крепление направляющих лопаток точечной сваркой.

На рис. 3.42 показан направляющий аппарат компрессора с двусторонним креплением лопаток. Лопатки приварены к наружному кольцу 2 и свобо-

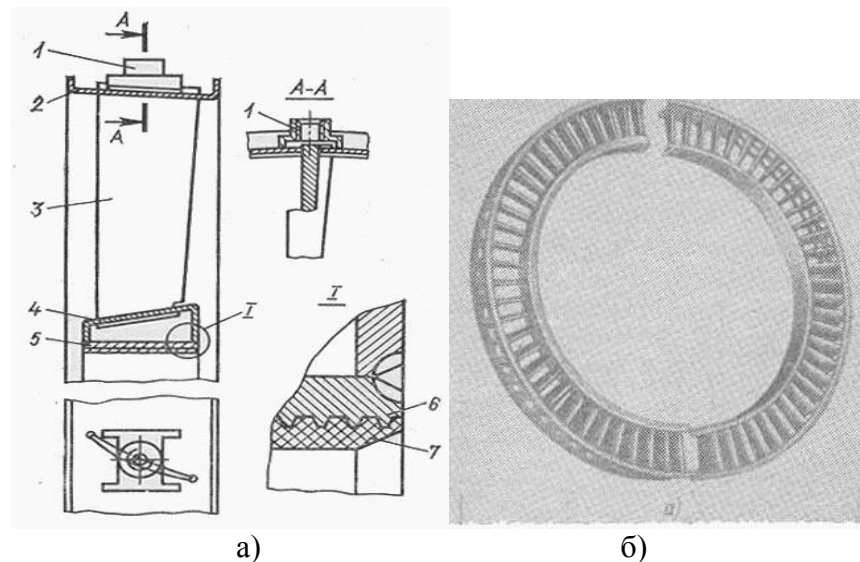


Рис. 3.42 Направляющий аппарат компрессора:

а – конструкция; б – узел направляющего аппарата; 1 – бобышка; 2 – наружное кольцо; 3 – лопатка; 4 – внутреннее кольцо; 5 – кольцо уплотнения от перетекания воздуха; 6 – резьба под покрытие; 7 – мягкое покрытие (слой порошка алюминия с графитом).

дно вставлены в прорези с учетом их температурного удлинения. Корпус компрессора, а, следовательно, и направляющий аппарат имеют диаметральные разъемы.

ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ КОМПРЕССОРЫ.

3.14 КЛАССИФИКАЦИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ.

Центробежные компрессоры различаются по следующим признакам:

- по конструкции входа – компрессоры с односторонним входом и односторонним колесом, применяемые при малых секундных расходах воздуха, и компрессоры с двухсторонним колесом, применяемые при больших расходах воздуха (рис. 3.43);
- по конструкции лопаток колеса (рис. 3.44) – компрессоры с радиальными лопатками и с лопатками, расположенными под к радиусу, против вращения, позволяющими повысить напорность компрессора без увеличения окружной скорости и диаметральных размеров (так называемые активные лопатки);
- по типу колеса – компрессоры с открытым, полуоткрытым и закрытым колесом;
- по числу ступеней сжатия – одноступенчатые и многоступенчатые компрессоры; двухступенчатый компрессор значительно усложняет конструкцию двигателя из-за трудности подвода воздуха к колесу второй ступени. На рис. 3.45 показаны три возможные схемы устройства двухступенчатых компрессоров;
- по типу диффузора – компрессоры с безлопаточным диффузором.

3.15. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА.

В центробежных компрессорах открытые колеса (см. рис. 3.44, а) применяется в двухступенчатых центробежных компрессорах второй ступени, когда вследствие высоких рабочих температур воздуха использовать алюминиевый сплав для изготовления колес невозможно и последние изготовляют из стали или титановых сплавов. Расположенные радиально отходящие от ступицы лопатки фрезеруют из стальной или титановой штамповки. Осевые усилия в открытом колесе почти полностью отсутствуют. Недостатки компрессоров с колесами этого типа – некоторое увеличение гидравлических потерь при изменении направления воздуха с осевого на радиальное большие потери на трение колеса о воздух, а также склонность лопаток к вибрации.

В большинстве современных ГТД применяют полупокрытые колеса (см. рис. 3.43). Лопатки такого колеса выполняют за одно целое со сплошным диском, придающим всей детали прочность и жесткость. Форма канала здесь

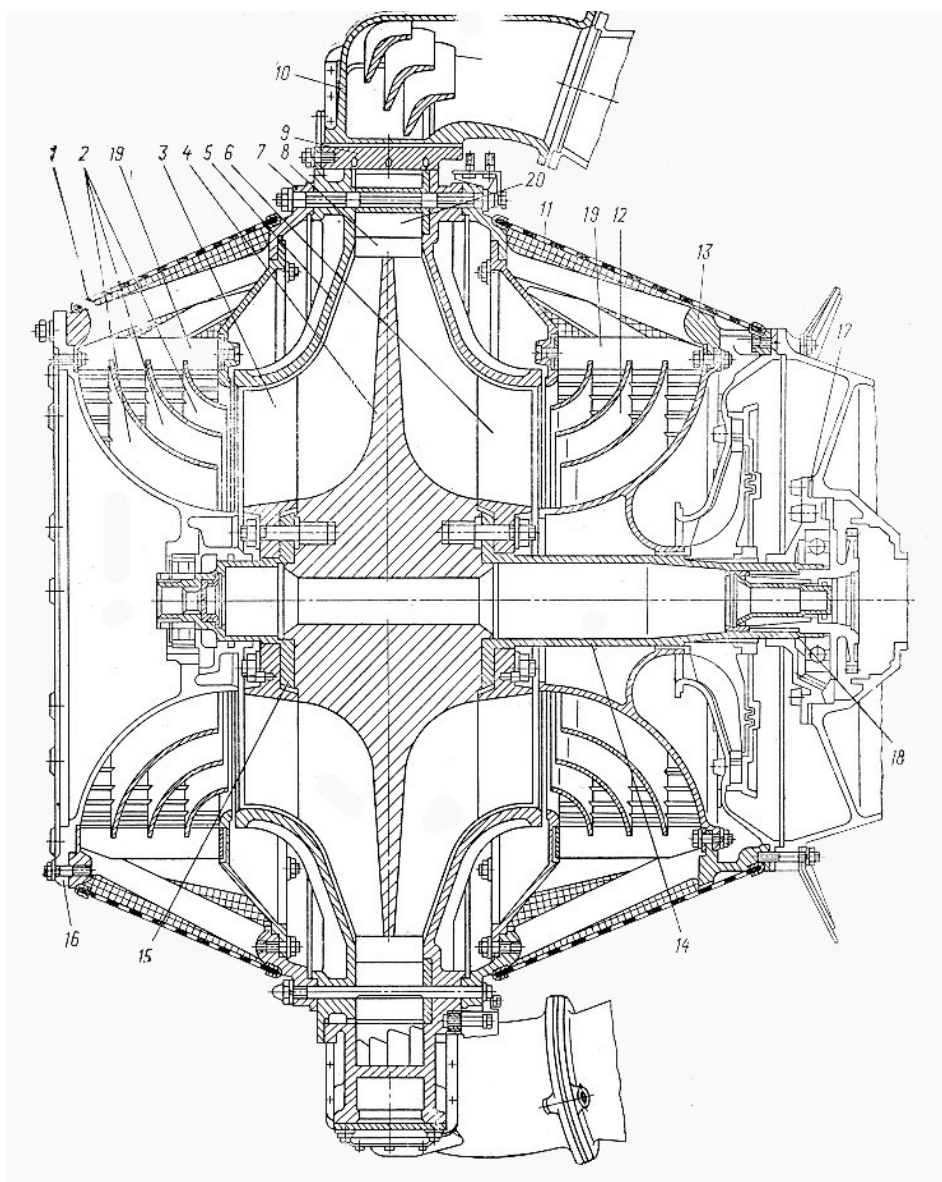


Рис. 3.43. Продольный разрез центробежного компрессора с двухсторонним входом:

1 и 11 – передняя и задние защитные сетки; 2 и 12 – разделительные кольца переднего и заднего входных каналов; 3 и 6 – вращающиеся направляющие аппараты колеса; 4 – колесо компрессора; 5 – крышка корпуса компрессора; 7 и 13 – передняя и задняя силовые фермы; 8 – безлопаточный диффузор; 9 – корпус компрессора; 10 – входной патрубок камеры сгорания; 14 – задняя цапфа; 15 – передняя цапфа; 16 – корпус переднего подшипника; 17 и 18 – регулировочные кольца; 19 – лопатка неподвижного направляющего аппарата; 20 – лопаточный диффузор.

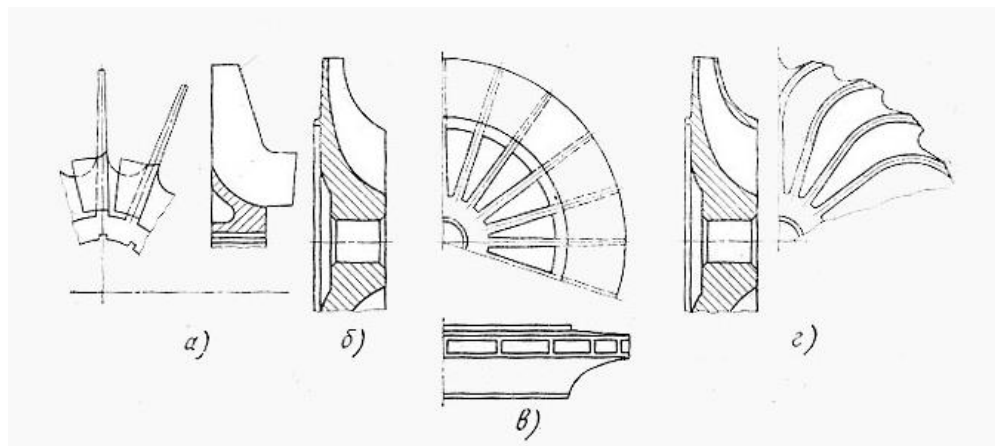


Рис. 3.44. Односторонние колеса центробежных компрессоров:

а – открытое с радиальными лопатками; б – полуоткрытое; в – закрытое; г – полуоткрытое активное колесо с лопатками, изогнутыми в направлении вращения.

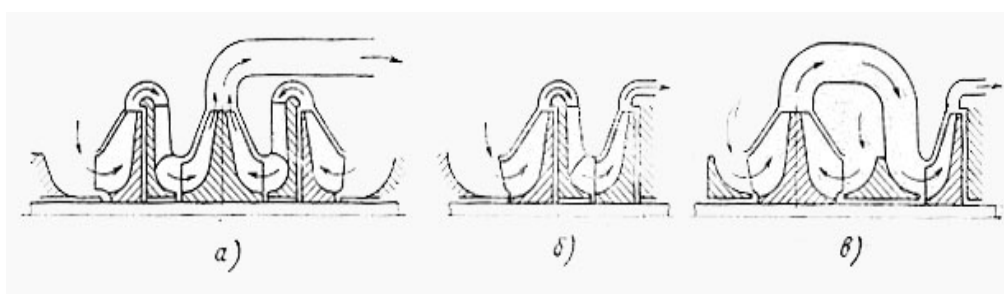


Рис. 3.45. Схемы двухступенчатых центробежных компрессоров:

а – первая ступень – два односторонних колеса и вторая – одно- и двухсторонние колеса; б – обе ступени – односторонние колеса; в – первая ступень – двухстороннее колесо и вторая – односторонние колеса.

более благоприятна, в силу чего гидравлические потери на трение колеса о воду меньше, чем у закрытых колес.

У закрытых колес (рис. 3.44, в) трение о воздух еще меньше. Размеры зазоров между колесом и стенкой корпуса не влияют на гидравлические потери, благодаря чему эти зазоры могут быть больше чем при полуоткрытых колесах.

Однако закрытые колеса применяют редко, что объясняется, с одной стороны, трудностью изготовления, с другой – недостаточной прочностью при высоких окружных скоростях передней стенки, ограничивающей радиальные межлопаточные каналы.

Полуоткрытые колеса компрессоров современных ГТД изготавливают из жаростойких алюминиевых сплавов штамповкой с последующей механической обработки и полированием наружных поверхностей. После полирования поверхностей колес подвергают анодному оксидированию (анодируют) для предохранения от коррозии и механических повреждений, от засасываемой аэродромной пыли и песка. Анодирование повышает твердость поверхности и делает ее более гладкой, что уменьшает потери на трение воздуха о стенки колеса.

Шероховатость поверхности межлопаточных каналов колеса должна быть высокого класса. Это достигается зачисткой и полированием.

Соединение колеса центробежного компрессора с валом и передача крутящего момента от вала колесу может быть осуществлена несколькими способами.

На рис. 3. 43 показано соединение, в котором участки вала крепят к колесу с помощью фланцев и шпилек. Крутящий момент от вала к колесу передаётся силой трения, возникающей на поверхности соприкосновения фланца вала с колесом. Крепёжные шпильки ввёрнуты с малым натягом и удерживаются от проворачивания упором их торцов в дно резьбовых отверстий. При этой конструкции допустимы большие окружные скорости, т.к. колесо меньше ослаблено в ступице натягом от тугой резьбы шпильки.

На рис. 3.46, б показано соединение, в котором крутящий момент от вала к колесу передаётся посредством шпилек. При этом соединении колесо

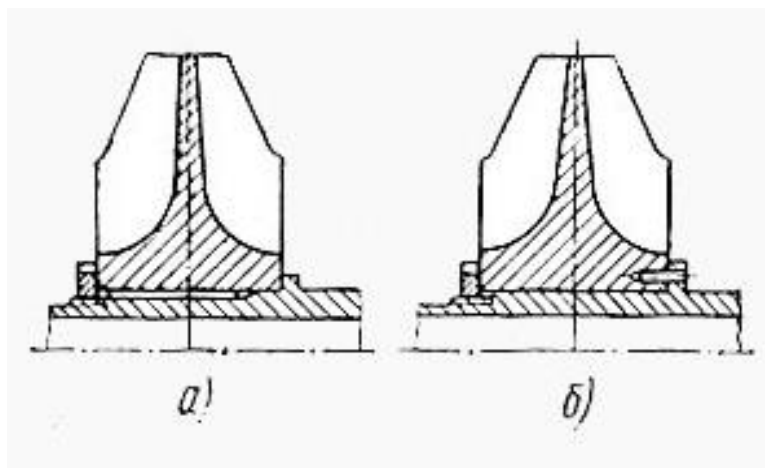


Рис.3.46. Способ передачи крутящего момента от вала к колесу:
а – шлицами; б – шпильками

ослабляется меньше, т.к. концентрация напряжений в отверстиях от шпильки меньше, чем у шлицов.

3.16. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ ГТД

Газовая турбина предназначена для преобразования энергии горячих газов в механическую энергию, потребляемую компрессором, редуктором и приводными агрегатами двигателя.

Принцип работы заключается в том, что сжатый и нагретый газ из камеры сгорания поступает в сопловой аппарат турбины, где расширяется, в результате чего часть его потенциальной энергии преобразуется в кинетическую. Выйдя из соплового аппарата, газ, имеющий большую скорость, попадает на лопатки колеса турбины, где его кинетическая энергия преобразуется в механическую работу вращения турбины. На выходе из колеса турбины скорость потока газа приобретает осевое направление движения и через сопло выбрасывается в отводящую трубку, а из него в атмосферу.

3.16.1. Классификация

Турбины разделяют на одноступенчатые и многоступенчатые. В свою очередь, многоступенчатые турбины ТРД и ТВД можно различать по числу валов.

В ТРД двухвальные турбины применяют при двухроторных осевых компрессорах. В ТВД двухвальные турбины приводят во вращение отдельно компрессор и винт.

По направлению движения газа турбины разделяют на осевые и радиальные. Радиальные турбины, в свою очередь, могут быть центробежными и центропроточными.

Практическое применение в авиационных двигателях получили осевые турбины. Преимущество радиальных турбин – простота их производства. Радиальные турбины можно применять лишь при сравнительно небольшой мощности, когда размеры колеса невелики. Основными недостатками радиальных турбин по сравнению с осевыми являются их большая масса и большие диаметральные размеры.

По конструктивным признакам газовые турбины ГТД можно разделить:

1. По способу охлаждения сопловых и рабочих лопаток:

а) турбины с неохлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Детали этих турбин изготавливают из высококачественного материала, механические свойства которого сохраняются при рабочих температурах нагрева лопаток. Эти лопатки охлаждаются в следствии теплопроводности материала: тепло от сопловых лопаток передается в обод

соплового аппарата, от рабочих лопаток – на диск турбины, а обод и диск охлаждаются воздухом .

б) турбины с воздушным охлаждением сопловых и рабочих лопаток Для охлаждения в лопатках выполнены один или несколько каналов, по которым движется воздух. Пройдя лопатки, нагретый воздух выходит в газовый тракт и смешивается с газами;

в) турбины с водяным или топливным охлаждением. Недостатком такой системы является её сложность, а также ненадежная работа уплотнительных устройств, предохраняющих от вытекания охлаждающей жидкости между неподвижными и подвижными деталями. Главный недостаток состоит в том, что при такой системе охлаждение увеличивается масса силовой установки.

2. По конструкции ротора:

- а) турбины с неразъемным ротором;
- б) турбины с разъемным ротором;

3. По расположению дисков:

- а) турбины с консольным расположением дисков (рис. 3.47);
- б) турбины с расположением дисков между опорами.

КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

3. 17. РОТОР ТУРБИН

Ротор турбины состоит из вала и дисков с рабочими лопатками. Опорами вала турбины обычно являются цапора компрессора и роликовый подшипник, расположенный вблизи дисков. Для уменьшения массы турбины применяют консольное расположение дисков. Для уменьшения изгибных напряжений в вале диски располагают между опорами.

При соединении диска турбины с валом необходимо иметь в виду ряд особенностей, относящихся к валу и всему узлу соединения:

- 1) большой передаваемый крутящий момент;
- 2) повышенную температуру места соединения вследствие передачи тепла от диска;
- 3) возможность появления вибрационных нагрузок из-за неуравновешенности ротора, пульсаций газа на лопатках турбины и других причин;
- 4) возможность появления дополнительных напряжений из-за недостаточной жесткости опор;
- 5) появление значительных изгибающих нагрузок при эволюциях самолета;
- 6) необходимость сохранения центровки деталей во всем интервале рабочих температур во избежание нарушения балансировки.

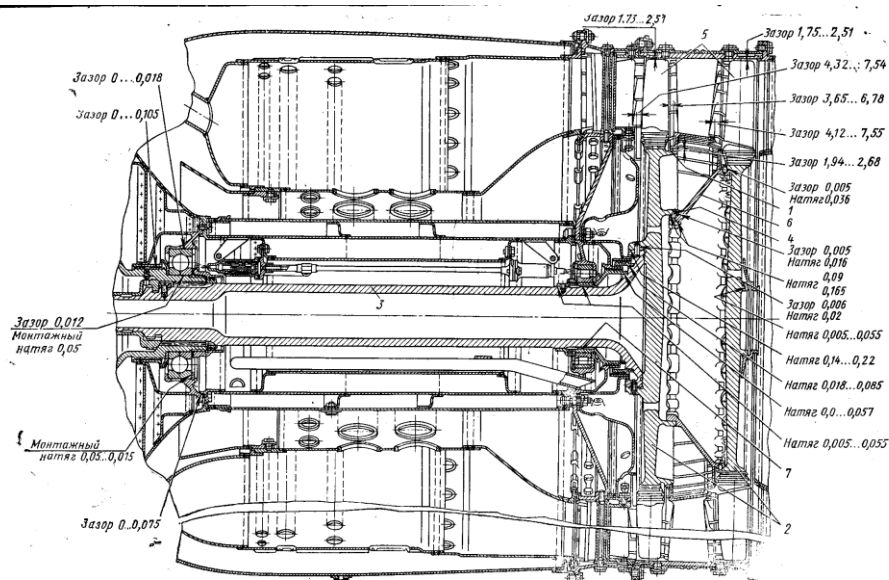


Рис.3.47. Двухступенчатая турбина с неразъемным ротором и с консольным расположением дисков:

1 – газовое уплотнение; 2 – диски первой и второй ступеней; 3 – вал турбины; 4 – штифт; 5 – рабочие лопатки первой и второй ступеней турбины; 6 – силовое кольцо между дисками; 7 – шлицы.

Соединение дисков с валом в многоступенчатых турбинах может быть неразъемным или разъемным. Неразъемное соединение осуществляется запрессовкой диска на фланец вала и радиальными штифтами, запрессованными в отверстия, выполненные во фланце вала и в круговом выступе на диске.

Разъемное соединение может быть выполнено несколькими способами.

При сборке неразъемного ротора с корпусом ротор устанавливают в вертикальном положении. После сборки соплового аппарата первой ступени в корпус вводят ротор, в котором после динамической балансировки сняты рабочие лопатки второй ступени. Все лопатки и пазы, в которые они вставлялись при балансировке, должны быть заклеены. Затем устанавливают сопловой аппарат второй ступени и рабочие лопатки в те пазы диска второй ступени, в которых они находились при балансировке (рис. 3.47).

Сборку разъемного ротора (рис. 3.48) с корпусом проводят следующим образом. Вначале собирают ротор, взаимное положение вала и дисков фиксируют метками. Клеймят также шпильки, гайки и стопорящие замки. Затем

3.18. КОРПУС И РАБОЧИЕ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ.

3.18.1. Корпус турбины.

Корпус турбины ГТД является наружной стенкой проточной части и входит в общую силовую схему двигателя. Корпус представляет собой цилиндрическое кольцо или кольцо в форме усеченного корпуса в зависимости от конструкции проточной части турбины и числа ее ступеней. К передней части корпуса турбины присоединен с помощью фланцевого крепления корпус камер сгорания, к задней – присоединено сопловое устройство. Корпус турбины обычно бывает составным. В многоступенчатой турбине составными частями являются наружные корпуса сопловых аппаратов.

Разъемы корпуса турбины обычно расположены перпендикулярно оси. Число разъемов определяется конструкцией турбины.

Внутренняя часть корпуса нагревается до 700-900° С, наружная – обдувается воздухом и имеет более низкую температуру. От этого в оболочке корпуса и во фланцах возникают большие термические напряжения (на внешних поверхностях возникают напряжения растяжения, на внутренних – напряжения сжатия), которые могут оказаться выше предела текучести нагретого материала.

Силовая связь корпусом турбины и корпусом подшипника осуществляется различными способами, выбор которых определяется конструкцией камер сгорания. На рис. 3.50 показан корпус заднего подшипника осуществляется в двигателе с трубчатыми камерами.

Корпуса состоят из литых деталей. Корпус 5 заднего подшипника отлит из алюминиевого сплава, корпус 2 газосборника – из жаропрочного сплава. Оба они присоединены с помощью фланцев к корпусу 1 среднего подшипника, отлитого из алюминиевого сплава. Корпус турбины присоединен к крышке 3 газосборника с помощью фланцев. Таким образом, силовыми элементами, соединяющими корпус турбины с компрессором, является крышка 3 газосборника, корпус 2 газосборника корпус 1 среднего подшипника.

3.18.2. Рабочие лопатки.

Рабочая лопатка турбины имеет перо и замковую часть, иногда на конце лопатки выполняют палку.(рис.3.51).

Профилирование рабочих лопаток выполняют в соответствии с теорией газовых турбин. Профили строят для нескольких расчетных сечений, между которыми выполняют плавный переход.

При проектировании обычных лопаток, без полок, не имеющих каких - либо специальных демпфирующих устройств, необходимо уделять большое внимание расчету на колебания и следить, чтобы в пределах рабочих частот вращения не возникало явление резонансов по низким гармоникам.

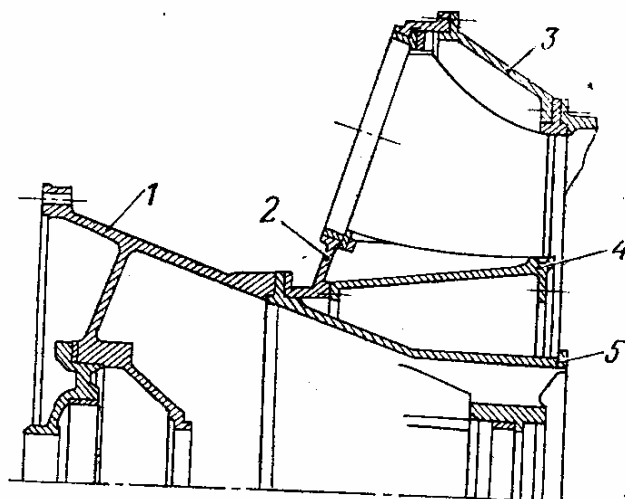


Рис.3.50. Корпуса заднего подшипника и заднего газосборника:

1 – корпус среднего подшипника; 2 – корпус газосборника; 3 – крышка газосборника; 4 – барабанный участок газосборника; 5 – корпус заднего подшипника.

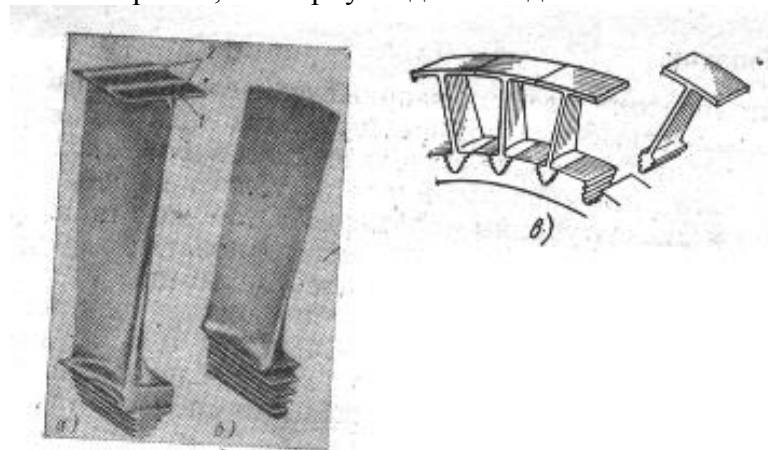


Рис.3.51. Турбинные лопатки:

а – лопатки с полкой; б – лопатка без полки; в – способ соединения лопаток с полками; 1 – полка; 2 – уплотнительный гребень.

По условиям прочности применяют лопатки с полками 1. Достоинством таких лопаток является повышенная вибропрочность.

На внешней поверхности полки выполняют гребни лабиринтного уплотнения, уменьшающего перетекания газа и повышающего КПД турбины.

Крепления рабочих лопаток турбины к диску различны – с помощью “елочного” замка и шпилечного крепления.

Достоинством шпилечного крепления является:

- 1) возможность сравнительно легкой замены лопаток при ремонте;
- 2) сравнительно хороший тепловой контакт между лопаткой и диском;
- 3) жесткое закрепление лопаток в диске.

Недостатками являются:

- 1) сравнительно большая масса замкового соединения и периферийной части диска;
- 2) ослабление обода диска отверстиями под шпильки.

На практике с лучшей стороны показал себя крепление с помощью “елочного” замка, к достоинствам которого относятся следующее:

- 1) материал корневой части, имеющей клиновидную форму, а также периферийной части диска, с уширением к центру диска, нагружен растягивающими напряжениями от

центробежных сил и изгибающими от газовых и центробежных сил, и используется весьма рационально: лопатки и диск при таком замке получаются наиболее легкими;

2) малые размеры корневой части замка лопатки в плоскости диска позволяют разместить на диске большое число лопаток;

3) свободная посадка лопатки в замке не препятствует расширению наиболее нагретой части диска у обода.

4) свободная посадка лопатки в диске имеет места лишь при небольшой центробежной силе. Уже при малой частоте вращения лопатка самоустанавливается в замке так, что изгибающие напряжения от центробежных сил оказываются минимальными;

5) возможна легкая замена поврежденных лопаток.

В первых ТРД применяли лопатки турбины с воздушным охлаждением, когда жаропрочные качества материалов были низкими и обойтись без охлаждения лопаток было невозможно. С увеличением жаропрочности материалов потребность в охлаждении лопаток отпала.

3.19. ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РОТОРА ТУРБИНЫ НА ПРОЧНОСТЬ.

Основные особенности работы ротора турбины, которые следует иметь в виду при расчете на прочность, были перечислены при рассмотрении способов соединения ротора с диском. Учесть все эти особенности не представляется возможным. Поэтому обычно ротор турбины рассчитывают только на совместные действие крутящего и изгибающего моментов, а полученные значения сложного напряжения сравниваются с напряжениями, имеющимися у построенных двигателей.

В общем случае на ротор действуют следующие нагрузки:

1) крутящий момент, который определяется мощностью N и частотой вращения n турбины;

2) сила, возникающая от действия собственной массы диска турбины и изгибающая ротор в вертикальной плоскости;

3) неуравновешенная сила, изгибающая ротор турбины. Вектор этой силы вращается вместе с диском; значение ее определяется массой балансировочного груза и центростремительным ускорением его центра тяжести. Максимально допустимая степень точности балансировки для роторов турбин $0,1 \dots 0,5 \text{ Н} \cdot \text{см}$;

4) гироскопический момент M_z , возникающий при эволюциях самолета, изгибающий ротор турбины и определяемый по формуле

$$M_z = j\omega\sigma\sin\alpha,$$

где j – массовый момент инерции ротора относительно оси вращения;

ω – угловая скорость вращения ротора;

σ – угловая скорость вращения летательного аппарата;

α – угол между осями, вокруг которых происходит вращение с угловыми скоростями ω и σ . При расчете обычно берут максимум гироскопического момента, принимая $\alpha = 90^\circ$

5) осевое усилие P_0 , вызывающее растяжение вала;

6) эпизодические силы инерции, возникающие при разгоне или торможении самолета и вызывающие напряжения растяжения или сжатия в роторе турбины, а также центробежные силы, возникающие при полете по криволинейной траектории и вызывающие напряжения изгиба.

При расчете ротора выбирают наиболее опасный случай нагружения, когда изгибающие моменты от действия силы, обусловленной массой диска, от неуравновешенной силы инерции диска и центробежной силы инерции, возникающей при эволюции самолета

(рис. 3.52), суммируется (при выходе самолета из пикирования и в случае плоского штопора). Ротор рассматривают как балку на двух опорах, нагруженную указанными силами. При этом строят эпюры изгибающих и крутящего моментов и эпюры сжимающих или растягивающих сил (рис.3.53).

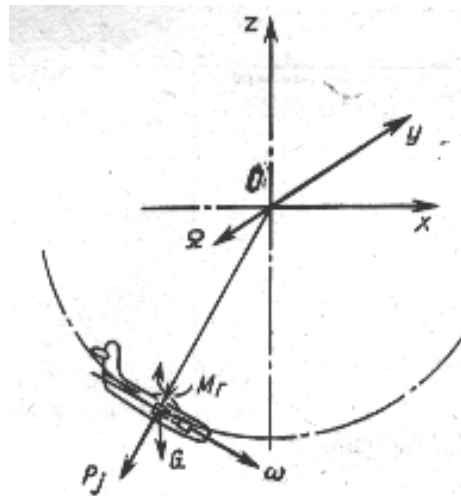


Рис.3.52. Силы действующие на ротор при полете самолета по криво линейной траектории:

Ω – угловая скорость вращения самолета

ω – угловая скорость вращения ротора;

P_j – центробежная сила; G – вес ротора.

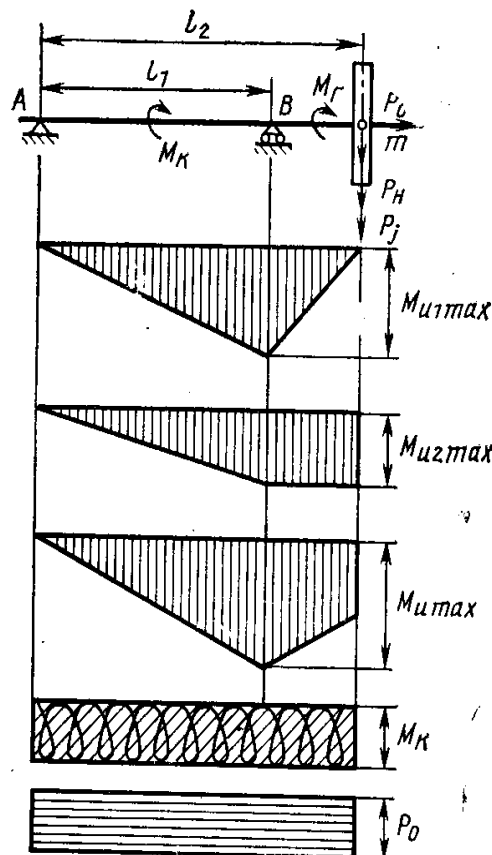


Рис.3.53. Эпюры изгибающих и крутящих моментов, действующих на ротор турбины:

M – крутящий момент; P_H – неуравновешенная сила, изгибающая вал турбины;

M_{U1max} – изгибающий момент от массы m ; M_{U2max} – изгибающий момент от гироскопического момента; M_{Umax} – суммарный изгибающий момент.

Для выполненных конструкций ГТД допускаемое сложное напряжение $\sigma_{сл} = (1200...3200) \cdot 10^5$ Па.

3.20. Материалы для деталей газовых турбин.

Рабочие лопатки.

Лопатки газовых турбин работают в очень тяжелых условиях. Они испытывают высокие напряжения растяжения и несколько меньшие, но также опасные напряжения изгиба, переменные по времени и вызывающие усталость материала. Температура нагрева лопаток (без воздушного охлаждения) составляет $750...8800$ С°. Поэтому лопатки изготавливают из высококачественных жаропрочных сплавов на никелевой основе: ХН77ТЮР, ХН70ВМТЮ, ХН70МВТЮБ, ХН62ВМКЮ, ЖС6-К, ЖС6-КП, ХН55ВМТФКЮ.

Механические качества этих сплавов в зависимости от температуры приведены на рис.3.54.

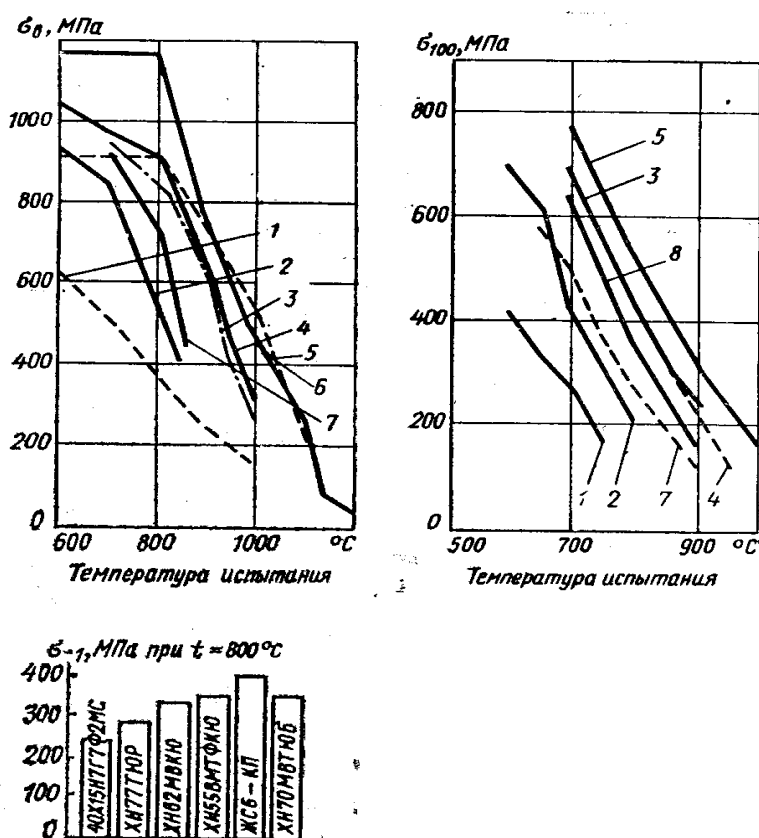


Рис.3.54. Механические качества материалов, применяемых для лопаток турбины в зависимости от температуры нагрева:

- 1 – 40X15H7Г7Ф2МС; 2 – ХН77ТЮР; 3 – ХН55ВМТФКЮ;
4 – ХН62ВМКЮ; 5 – ЖС6-К; 6 – ЖС6-КП;
7 – ХН70МВТЮБ; 8 – ХН70ВМТЮФ.

Диски турбины.

Диски турбины выполняют из хромоникель марганцовистой жаропрочной стали 37Х12Н8Г8МФБ, а диски, подвергающиеся более высоким нагревам, - из сплава ХН77ТЮР и др.

Изменение сточасовой длительной прочности, модуля упругости E и коэффициент линейного расширения некоторых сплавов в зависимости от температуры испытания показаны на рис.

Механические качества стали 37Х12Н8Г8МФБ в зависимости от температуры приведены в таблице.

Шпильки и гайки, стягивающие диски, изготавливают из сплава ХН77ТЮР.

Корпус турбины.

Корпус турбины изготавливают из сплавов 13Х11Н2В2МФ, ВЖ102, 20Х23Н18, 12Х18Н9Т. Болты и гайки – из стали 40Х15Н7Г7Ф2МС.

Ротор турбин.

Ротор турбин изготавливают из сплавов 18Х2Н4МА, 40ХН2М, 13Х14Н3В2ФР.

3.21. Камеры сгорания.

Камеры сгорания являются важнейшим элементом всякого воздушно-реактивного двигателя. В них совершается процесс подвода тепла к рабочему телу, без которого невозможно реализовать термодинамический цикл авиационного двигателя. Этот процесс осуществляется в результате протекания реакций горения топлива; высвободившаяся в них термохимическая энергия расходуется на увеличение энтальпии рабочего тела (смеси воздуха и продуктов сгорания) при высокой температуре газа.

Процесс сгорания топлива является весьма сложным физико-химическим процессом, эффективность которого влияет на экономичность двигателя (определяющий фактор – полнота сгорания) и на его надежность (определяющий фактор – устойчивость горения на различных режимах, причем необходимо учитывать высокотемпературные условия работы камеры, опасность коробления и прогаров ее элементов, а также возможность нагарообразования).

Камера сгорания является тем элементом двигателя, который больше всего подвержен воздействию различных неблагоприятных факторов в эксплуатации и который в значительной степени определяет эксплуатационную надежность двигателя в целом.

3.22. Основные параметры камеры сгорания.

Основные требования к камерам сгорания.

К камерам сгорания предъявляют ряд требований, важнейшие из которых описаны ниже.

3.22.1. Максимально возможная полнота сгорания.

Сообщенной газу тепло в результате неполноты сгорания и потерь на охлаждение всегда меньше теоретически возможного количества, которое выделяется при полном сгорании. Полнота сгорания оценивается коэффициентом полноты сгорания (или выделения тепла), который определяется отношением действительно выделившегося количества тепла при сгорании 1 кг топлива к низшей теплотворности 1 кг этого топлива, т.е.

$$\xi_{к.с.} = \frac{H}{H_u}.$$

На расчетных режимах работы двигателя коэффициент полноты сгорания очень высок и приближается к единице. На нерасчетных режимах работы двигателя, особенно на больших высотах полета, полнота сгорания может резко ухудшиться. Чем меньше полнота сгорания, тем больше расход топлива двигателя, тем ниже его экономичность и тем меньше дальность полета.

Для основных камер сгорания на расчетных режимах

$$\xi_{к.с.} = 0,95 \div 0,98$$

Для форсажных камер

$$\xi_{к.с.} = 0,85 \div 0,95$$

3.22.2. Высокая устойчивость горения во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы двигателя.

Отсутствие вибрационного горения.

Это требования к камерам сгорания является основным. Необходимо, чтобы на различных режимах работы двигателя (при изменении высоты и скорости полета, на минимальных и максимальных оборотах двигателя и т.д.) горение не прекращалось, не происходило срывов пламени, не возникали особые режимы неустойчивого, вибрационного горения которые могут привести нарушению нормальной работы двигателя.

Устойчивость горения зависит от соотношения скоростей распространения пламени и движения воздуха (топливовоздушной смеси), а также от соотношения расходов воздуха и топлива, т.е. от состава топливовоздушной смеси, или коэффициента избытка воздуха, который равен отношению действительно поступившего количество воздуха к теоретически необходимому для полного сгорания 1 кг топлива, т.е.

$$\alpha = \frac{l}{l_0} = \frac{G_B}{l_0 G_T} = \frac{1}{m_T l_0}.$$

Для обеспечения устойчивости горения необходимо использование специальных “стабилизаторов” пламени, устройство и принцип действия которых рассмотрен ниже.

3.22.3. Легкий и безопасный запуск.

Камера сгорания должна легко, быстро и безотказно запускаться в любых условиях эксплуатации, при работе на земле и в полете, в том числе на больших высотах. Легкость и безотказность запуска в значительной степени определяют эксплуатационную надежность камер сгорания.

3.22.4. Минимальные потери полного давления.

Обеспечение высокого гидравлического и газодинамического совершенства камеры сгорания является сложным делом. Оно противоречит требованиям обеспечения хорошей устойчивости горения и высокой полноты сгорания; в самом деле, использование различных устройств для распыливания топлива и улучшения смесеобразования. применение турбулизаторов потока и стабилизаторов пламени с точки зрения требований гидравлики, аэро- и газодинамики процессов течения газа означает введение дополнительных и весьма значительных сопротивлений. Эти сопротивления приводят к потерям полного давления, которые оцениваются коэффициентом падения полного давления

$$\sigma_{к.с.}^* = \frac{p_3^*}{p_2^*} < 1,0$$

где: p_2^* - полное давление на входе в камеру сгорания;

p_3^* - полное давление на выходе из камеры сгорания.

У основных камер сгорания

$$\sigma_{к.с.}^* = 0,92 \div 0,97,$$

у форсажных камер при высоких температурах подогрева газа потери давления возрастают:

$$\sigma_{ф.к.}^* = 0,88 \div 0,95$$

3.22.5. Малые и габаритные размеры и небольшой вес.

Для того чтобы получить камеры сгорания с малыми габаритными размерами и с небольшим весом, или, иначе говоря, с малым рабочим объемом, необходимо делать камеры сгорания высокой теплонапряженности. Последняя характеризует количество тепла, приходящееся в единицу времени на единицу объема камеры, отнесенное к давлению в камере, т.е.

$$Q_{к.с.} = \frac{\xi_{к.с.} G_{Т.час.} H_u}{V_{к.с.} p_2^*} \frac{\text{ккал}}{\text{м}^3 \cdot \text{час} \cdot \text{ат}}$$

где: $G_{Т.час.}$ - часовой расход топлива в кг/час;

H_u - низшая теплотворность топлива;

$V_{к.с.}$ - рабочий объем камеры сгорания в м³;

p_2^* - давление на входе в камеру сгорания в ат.;

$\xi_{к.с.}$ - коэффициент полноты сгорания.

Теплонапряженность камер сгорания современных ГТД достигает 40...50 ккал/м³·час·ат; это в 10...15 раз больше, чем у обычных паровозных топок.

Для того чтобы граница факела не доходила до входа в турбину, необходимо обеспечить возможно большую полноту сгорания, однако последняя, в свою очередь, зависит от протяженности камеры и наличия в ней устройств, активизирующих процесс горения. Таким образом, требования получения малых габаритов и веса камеры наряду с высокой полнотой сгорания являются противоречивыми. Они разрешаются принятием компромиссных решений в разумных пределах.

3.22.6. Оптимальный закон распределения поля температур на выходе из камеры сгорания.

Поле температур на выходе из камеры сгорания (или, что, то же самое, - на входе в турбину) всегда характеризуется определенной степенью неравномерности.

Следует различать окружную и радиальную неравномерности температур газа. Окружная температурная неравномерность вредна, ее следует по возможности снижать. Радиальная же неравномерность должна подчиняться определенному наивыгоднейшему закону, при котором максимум температуры приходится примерно на расстояние, равное 2/3 высоты лопатки.

Корневые элементы лопаток турбины, подверженные действию наибольших напряжений разрыва, а также переферийные элементы лопаток, имеющие наименьшие толщины и поэтому легче поддающиеся обгоранию, должны омываться потоком газа более низкой температуры.

3.23. Устройство и принцип действия камер сгорания.

Типы камер сгорания.

Камеры сгорания ВРД отличаются друг от друга схемой и рядом конструктивных особенностей, однако все они имеют схожее устройство и подобный принцип действия. На рис.3.56. представлена индивидуальная камера сгорания, устанавливаемая на ТРД с центробежным компрессором.

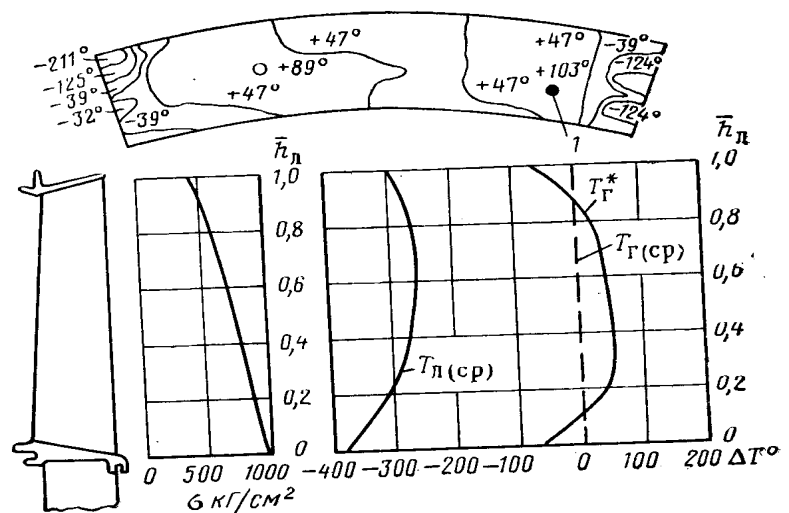


Рис.3.55. Распределение поля температур на выходе из камеры сгорания ДТРД Ролс-Ройс "Спей".

Ее главными элементами являются:

- а) диффузор;
- б) внутренняя жаровая труба;
- в) наружный кожух (корпус);

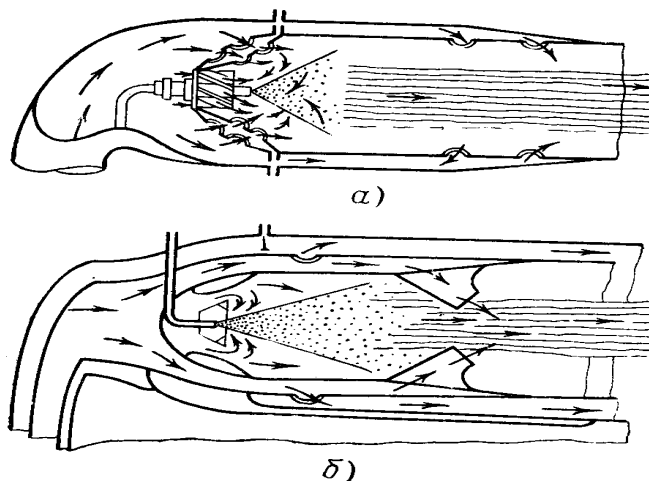


Рис.3.56. Схема камер сгорания авиационного ГТД:

- а – индивидуальная; б – кольцевая.
- г) фронтное устройство, состоящее из центробежной топливной форсунки, лопаточного завихрителя и стабилизатора;
- д) система перфорации (для обеспечения смешения воздуха и продуктов сгорания).

3.23.1. Рабочий процесс в камере сгорания.

Рабочий процесс в камере сгорания (рис. 3.57) протекает следующим образом. На выходе из компрессора воздух имеет относительно большую скорость (100...120 м/сек). При такой скорости камера сгорания получилась бы большой длины, со значительными потерями давления и низкой полнотой сгорания.

Поэтому поток воздуха первоначально направляют в диффузор камеры, в котором его скорость снижается до 57...70 м/сек.

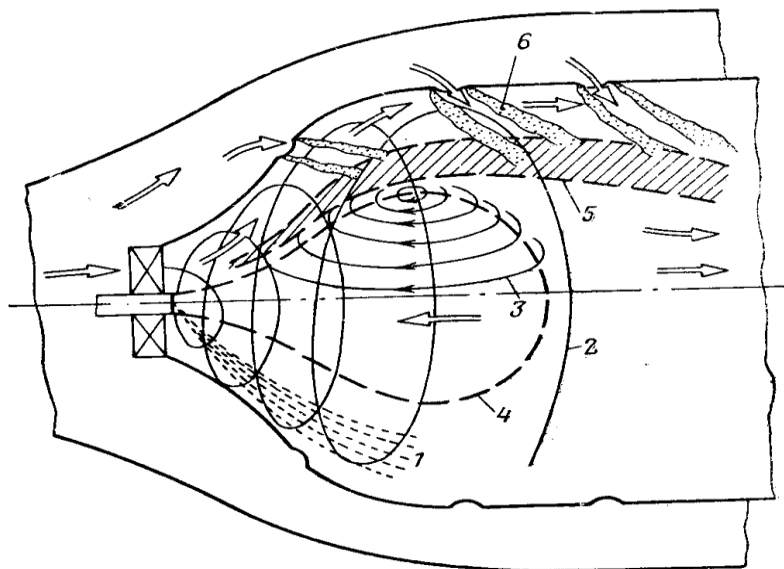


Рис.3.57. Схема процессов в камере сгорания:

1 – конус распыления; 2 – завихренный поток; 3 – обратные токи; 4 – циркуляционная зона; 5 – зона горения; 6 – турбулентные следы

3.23.1.1. Распыливание топлива и образование топливо – воздушной смеси.

Распыливание топлива производится центробежными форсунками под высоким давлением $\Delta p_T = (60 \dots 80) \cdot aT$. Угол конуса распыла доходит до $110 \dots 130^\circ$. Для обеспечения потребной тонкости распыла на всех режимах работы двигателя и при различных расходах топлива применяют двух- и даже трехканальные форсунки.

Топливо вытекает из форсунки, образуя сплошную тонкую коническую пленку, которая, по мере удаления от фронтального устройства, распадается и дробится на мельчайшие капли различного диаметра. Исследования показывают, что из 1 см^3 топлива образуется до 10 миллионов капель с диаметром от 10 до 200 мк.

Для каждой форсунки подбирается наивыгоднейший спектр распыла. Чрезмерно крупный или чрезмерно мелкий распыл топлива может привести к ухудшению полноты сгорания и сужению диапазона устойчивой работы камеры (крупные капли пролетают через камеру, не сгорая; при полном испарении капель наступает местное переобогащение смеси, также ухудшающее горение).

3.23.1.2. Разделение потока воздуха на первичный и вторичный.

В диффузоре поток воздуха распределяется на две части. Меньшая его часть (примерно 20...50 %) проходит внутрь жаровой трубы через лопаточной завихритель фронтального устройства, а также через систему отверстий (перфорацию) в передней части жаровой трубы, смешивается с распыленным топливом, впрыскиваемым центробежной форсункой, и принимает непосредственное участие в процессе горения.

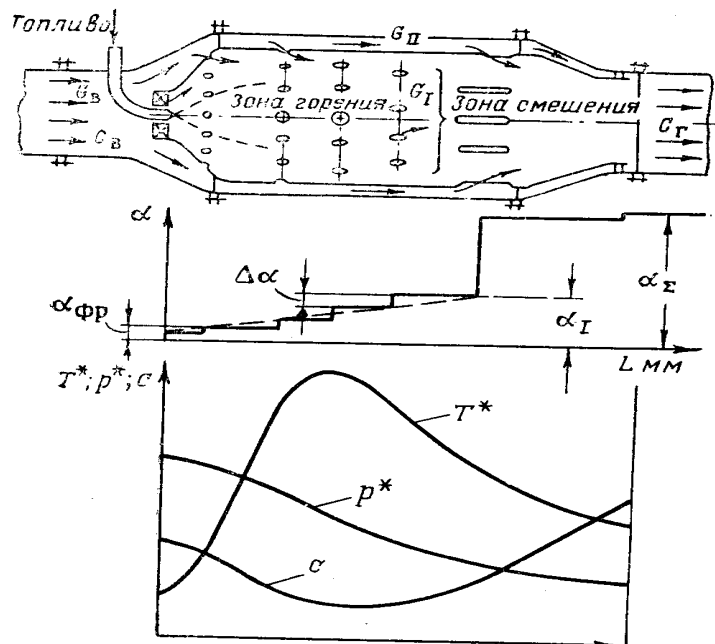


Рис.3.58.Изменение параметров газа по длине камеры сгорания.

Эта часть воздуха называется первичным воздухом. Следует заметить, что первичный воздух должен подводиться постепенно по длине зоны горения. Это связано с тем, что вначале для создания топливного факела (в результате горения быстро испарившихся мелких капель) требуется небольшое количество воздуха. По мере подготовке топливовоздушной смеси, для обеспечения её полного сгорания и предотвращения диссоциации при высокой температуре потребное количество воздуха возрастает (см.рис.3.58) В зоне горения наивыгоднейшая концентрация топлива характеризуется значением коэффициента избытка воздуха $\alpha_1 = 1,1 \dots 2,0$.

Большая часть воздуха ($50 \div 80\%$) заполняет кольцевую полость, заключенную между жаровой трубой и наружным корпусом, а затем воздух поступает также через систему отверстий внутрь жаровой трубы – в зону смешения. Эта часть воздуха называется вторичным воздухом она служит главным образом для смешения горячих продуктов сгорания с холодным воздухом (поступающим из компрессора) и для снижения температуры полученной смеси до безопасного уровня определяемого условиями обеспечения прочности рабочих лопаток турбины.

Разделение воздуха на первичный и вторичный связано с невозможностью организации эффективного горения топлива при низких температурах ($800 \dots 1000^\circ \text{C}$). Поэтому приходится сначала организовать сгорания топлива при высокой температуре ($1600 \dots 1900^\circ \text{C}$), а затем осуществлять разбавление продуктов сгорания холодным воздухом.

3.23.1.3. Стабилизация фронта пламени в зоне горения.

Стремление форсировать камеру сгорания, обеспечив высокие значения её теплонапряженности, обуславливает применение высоких скоростей течения воздуха (газа), больших, чем нормальная скорость распространения пламени. Из курса физики горения известно, что в этом случае (когда $c_r > V_{\text{корм}}$) для обеспечения устойчивости горения и удержания факела пламени в камере сгорания необходимо организовать застойную циркуляционную зону – зону обратных токов (ЗОТ) горячих газов, - способную непрерывно и надежно поджигать подготовленную топливо-воздушную смесь.

Для создания такой зоны служат завихрители потока и различные плохобтекаемые тела (кольцевые жалобы уголкового сечения, пластины и т.д.), за которыми образуется область пониженного давления. Такая область образуется вдоль оси жаровой трубы, в передней ее части, в результате эжектирования продуктов сгорания кольцевой (полной) струей смеси топлива и воздуха.

На рис. 3.56. показана грушевидная граница области зоны обратных токов.

3.23.1.4. Турбулизация потока в зоне горения.

Для интенсификации процессов массо- и теплообмена, а также для увеличения скорости нормального распространения пламени необходим переход от ламинарного горения к турбулентному.

Турбулизация потока достигается с помощью завихрителей, центробежных топливных форсунок, плохобтекаемых тел, а также путем радиального ввода струй холодного воздуха через отверстия в стенках жаровой трубы.

В камерах без фронтального устройства большая часть топлива сгорает в турбулентных “следах”, образующихся при протекании воздуха через отверстия. Правильный выбор диаметра, расположения и количества отверстий в значительной степени определяет эффективность горения, ограничивая размеры зоны обратных токов и оказывая влияние на гидравлические потери в камере сгорания.

3.23.1.5. Газодинамическая структура потоков в камере сгорания

На рис.3.59 а, б и в изображены соответственно закономерности распределения полей скоростей c , концентрации топлива K и температур газа T^* в сечениях камеры 1,2,3.

В осевом направлении полное давление газа постепенно падает. Температура газа достигает максимума в зоне горения, а затем, по мере подмешивания вторичного воздуха, постепенно снижается до требуемого уровня.

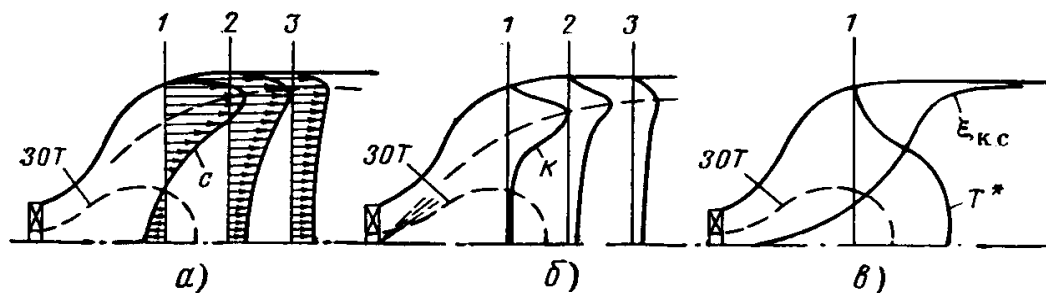


Рис.3.59.Поля скоростей, температур и концентраций топлива в камере сгорания.

Средняя скорость течения газов снижается в зоне горения (мидель камеры) – это увеличивает время пребывания топлива при высоких температурах и содействует полному выгоранию смеси. Полнота сгорания резко возрастает к концу зоны горения.

На выходе из камеры суммарный коэффициент избытка воздуха достигает $\alpha_{\Sigma} = 3,5 \div 5,5$.

В радиальном направлении концентрация топлива достигает максимума в соответствии с траекторией движения частиц топлива. Наибольшая неравномерность в распределении осевых скоростей воздуха (газа) наблюдается в сечениях зоны обратных токов. По мере приближения к выходу из камеры профиль осевых скоростей постепенно выравнивается.

Температура газа имеет наибольшее, и примерно постоянное, значение в зоне обратных токов и резко убывает в направлении периферии жаровой трубы, где происходит подмешивание вторичного воздуха к первичному.

3.23.2. Типы камер сгорания.

Камеры сгорания авиационных ГТД подразделяются на трубчатые (или индивидуальные), кольцевые и трубчато – кольцевые.

Трубчатые камеры применяются главным образом на двигателях с центробежным компрессором. Они удобны в эксплуатации, допускают быструю замену камер без разборки всего двигателя. Использование индивидуальных камер существенно сокращает время их доводки.

Кольцевые камеры применяются на двигателях с осевым компрессором. Они отличаются большой компактностью и малым весом, так как имеют меньшие габаритные размеры. Кольцевые камеры характеризуется меньшими гидравлическими потерями, и имеют на выходе более равномерные поля температур и давлений. К недостаткам кольцевых камер относятся сложность ремонта и доводки.

В настоящее время наибольшее распространение получили трубчато-кольцевые камеры (с индивидуальными жаровыми трубами), представляющие собой промежуточный тип камер. При умелом конструктивном выполнении они сочетают в себе достоинства трубчатых и кольцевых камер сгорания.

3.24. Изменение давления в камере сгорания.

Следует различать изменение статического и полного давления газа в камере сгорания. Статическое давление газа, в зависимости от конфигурации камеры сгорания, может убывать, оставаться постоянным или, теоретически, даже в некоторых случаях возрастать; полное же давление газа в камере сгорания всегда убывает.

Рассмотрим эти вопросы более детально.

3.24.1. Изменения статического давления.

Изменения статического давления в камере сгорания определяется наличием гидравлических сопротивлений и разгоном потока. Чем больше гидравлические потери (т.е. чем большую долю энергии газа необходимо затрачивать на преодоление гидравлических и газодинамических сопротивлений) и чем больше разгон потока (т.е. чем больше приращение кинетической энергии газа), тем больше падение статического давления газа. Сказанное следует из анализа уравнения Бернулли, написанного для процесса в камере сгорания:

$$\int_{p_2}^{p_3} v dp = - \left(L_r + \frac{c_3^2 - c_2^2}{2g} \right).$$

Гидравлические сопротивления в камере сгорания обусловлены вязкостью газа, наличием различных препятствий в потоке – турбулизаторов потока и стабилизаторов пламени, - форсунками и дефлекторами, смесителями и разделителями потока, а в некоторых камерах – резкими поворотами потока (до 180° С). Гидравлические сопротивления можно до определенной степени уменьшить, но их невозможно устранить совсем.

Разгон потока в камере сгорания, в свою очередь, зависит от ряда факторов – формы (профиля) камеры, интенсивности подогрева газа, наличия гидравлических сопротивлений.

Камеру сгорания, а также форсажную камеру, из конструктивных и технологических соображений выполняют обычно цилиндрической формы*; при такой ее конфигурации подогрев газа и наличие трения всегда приводят к разгону потока и падению статического давления.

Напишем уравнение количества движения для массы газа, движущегося в цилиндрической камере при наличии подогрева без трения. Такая камера сгорания представляет собой идеальное тепловое сопло.

Получим

$$\frac{G}{g}(c_3 - c_2) = f(p_2 - p_3)$$

Таким образом, разгон потока ($c_3 > c_2$), обусловленный подогревом газа ($T_3 > T_2$), вызывает падения статического давления ($p_3 < p_2$).

Этому выражению можно придать другой вид:

$$\frac{G}{g} c_2 + p_2 f = \frac{G}{g} c_3 + p_3 f = \text{const}$$

т.е. полный импульс потока в цилиндрической камере остается постоянным; отсюда следует, что цилиндрическая труба не развивает реактивной тяги, сколько бы не разогревался проходящий через нее газ, - ее стенки не могут воспринимать осевых усилий.

Найдем теперь количественные соотношения, связывающие падение статического давления с увеличением подогрева газа.

Преобразуем выражение, заметив, что $G = f c_2 \gamma_2$.

Тогда

$$p_2 - p_3 = \frac{c_2 \gamma_2}{g} (c_3 - c_2).$$

Так как при $f = \text{const}$

$$\frac{c_3}{c_2} = 1 + \frac{v_3}{v_2}, \text{ а } M_2^2 = \frac{c_2^2}{kgRT_2},$$

то

$$\sigma_{к.с} = \frac{p_3}{p_2} = 1 - k M_2^2 \left(\frac{c_3}{c_2} - 1 \right) = 1 - k M_2^2 \left(\frac{v_3}{v_2} - 1 \right)$$

Мы видим, что процесс подогрева газа в цилиндрической камере сгорания изображается в координатах $p - V$ уравнением прямой (рис.3.60). Чем больше начальное число M_2 потока, тем интенсивнее падение статического давления.

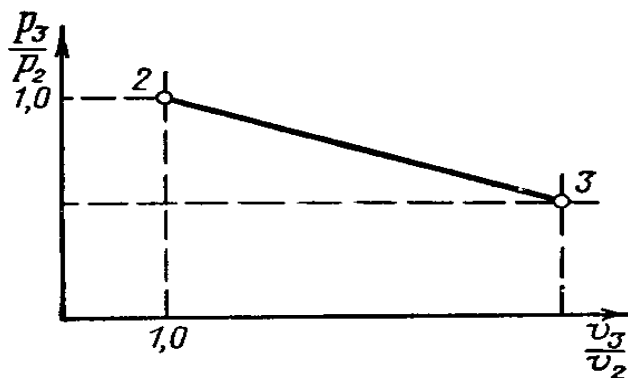


Рис.3.60. Процесс подогрева газа в цилиндрической камере сгорания.

Выведем теперь простую формулу для расчета коэффициента падения статического давления $\sigma_{к.с} = p_3/p_2$.

Уравнение количества движения газа можно привести с помощью газодинамической функции

$$z(\lambda) = \frac{1}{2} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda} \right)$$

к виду

$$z(\lambda)\sqrt{T^*} = \text{const},$$

или

$$z(\lambda_3) \frac{z(\lambda_2)}{\sqrt{\Delta}},$$

где $\Delta = \frac{T_3^*}{T_2^*}$ – степень подогрева газа в камере сгорания.

С другой стороны, уравнение расхода газа для цилиндрической трубы можно записать с помощью газодинамической функции $r(\lambda)$ в виде

$$\frac{p}{r(\lambda)} = \text{const},$$

где

$$r(\lambda) = \frac{\pi(\lambda)}{f(\lambda)} = \frac{1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda^2}{1 + \lambda^2}.$$

Тогда

$$\sigma = \frac{p_3}{p_2} = \frac{r(\lambda_3)}{r(\lambda_2)},$$

где связь между λ_3 , λ_2 и Δ находится с помощью показанного выше уравнения.

Определение σ производится по таблицам газодинамических функций Киселева.

Пример: Пусть $\lambda_2 = 0,20$, $\Delta = 3$.

Тогда

$$z(\lambda_2) = 2,6; z(\lambda_3) = \frac{2,6}{\sqrt{3}} = 1,5; \lambda_3 = 0,382;$$

$$r(\lambda_2) = 0,956; r(\lambda_3) = 0,855; \sigma = 0,894$$

3.24.2. Падение полного давления газа.

Подогрев газа в камере сгорания любой конфигурации, независимо от наличия трения, всегда приводит к падению полного давления газа.

Падения полного давления, обусловленное подогревом газа, называют тепловым сопротивлением. Физический смысл понятия тепловое сопротивление состоит в том, что при заданном запасе кинетической энергии с подогревом газа повышение давления газа, обусловленное торможением потока, непрерывно падает.

В самом деле, при заданной величине адиабатической работы сжатия, эквивалентной кинетической энергии потока

$$L_{a0} = 102,5 T^* (\pi^{*0,286} - 1) = \frac{c^2}{2g}$$

где

$$\pi = \frac{p}{p^*}$$

с ростом T^* величина π убывает.

Рассмотрим камеру сгорания произвольной конфигурации, в которой при подогреве газа обычно наступает падение статического давления. Пусть трение отсутствует. Докажем

графоаналитически, что в этом случае полное давление газа падает, т.е. что $p_3^* < p_2^*$ (см. рис. 3.61).

Напишем уравнение Бернулли для процесса 2-3 в виде

$$\frac{c_3^2}{2g} = \frac{c_2^2}{2g} - \int v dp. \quad (д)$$

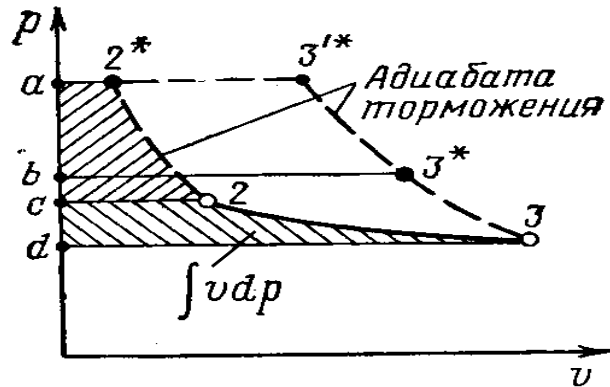


Рис.3.61.Графоаналитическая иллюстрация падения полного давления газа при его подогреве в камере сгорания.

Если бы полное давление газа в камере сгорания оставалось постоянным, т.е. если бы $p'^* = p^*$ то тогда площадь $3'^*-3-d-a-3'^*$, эквивалентная кинетической энергии $\frac{c_3^2}{2g}$, была бы больше, чем площадь $2^*-2-3-d-a-2^*$, изображающая правую часть уравнения (д); это противоречило бы равенству (д). Следовательно, $p_3^* < p_2^*$ (т.е. площади $3^*-3-d-b-3^*$ и $2^*-2-3-d-a-2^*$ равновелики).

Физический смысл падения полного давления можно показать еще иначе на примере цилиндрической камеры сгорания.

Для дозвуковых течений имеем приближенное равенство

$$p^* \approx p + \frac{\rho c^2}{2} = (p + \rho c^2) - \frac{\rho c^2}{2}$$

Для цилиндрической камеры запишем

$$pf + \frac{G}{g} c = \text{const}, \text{ или } p + \rho c^2 = \text{const}.$$

Таким образом, полное давление газа равно постоянному удельному полному импульсу (за вычетом динамической добавки давления – скоростного напора), т.е.

$$p^* = \text{const} - \frac{\rho c^2}{2}.$$

3. 25. Факторы, влияющие на полноту сгорания и устойчивость горения топлива

Ранее мы отметили важность обеспечения высоких значений коэффициента полноты сгорания для экономичной работы двигателя. Сейчас мы рассмотрим влияние различных режимных параметров, а также параметров рабочего процесса на величину $\xi_{к.с.}$

Коэффициент полноты сгорания учитывает химическую неполноту сгорания (определяемую диссоциацией продуктов сгорания, образованием альдегидов вместо продуктов полного сгорания – H_2O и CO_2), а также механическую неполноту сгорания; последняя проявляется в виде отложений сажи на элементах камеры сгорания, коксования топливных форсунок; кроме того, часть топлива уносится потоком газа за пределы двигателя.

Основными параметрами, влияющими на коэффициент полноты сгорания, являются: коэффициент избытка воздуха α , параметры воздуха на входе в камеру сгорания (давление p_2 , температура T_2 и скорость c_2), высота полета H , число оборотов двигателя n , тонкость распыла топлива, определяемая средним диаметром капель топлива, и др. Перечисленные факторы оказывают влияние на весьма сложные физико-химические процессы горения, интенсифицируя или замедляя их.

3.25.1. Влияние коэффициента избытка воздуха α .

На рис. 3.62 показано влияние коэффициента избытка воздуха камеры сгорания α на $\xi_{к.с.}$. Максимальная полнота сгорания соответствует величине суммарного коэффициента $\alpha_{\Sigma} = 3 \div 5$, т.е. примерно стехиометрическому составу топливовоздушной смеси в зоне горения ($\alpha_1 \approx 1,0$); именно этому составу смеси соответствует наиболее высокая температура сгорания, малые объемы горения, короткое пламя.

Обеднение и обогащение смеси снижает величину $\xi_{к.с.}$, и тем сильнее, чем больше величина α_1 отклоняется от единицы.

При обеднении смеси пламя уменьшается по объему, становится более коротким – сказывается недостаток топлива. Горячие продукты сгорания, смешиваясь с первичным воздухом охлаждаются; в результате уменьшается скорость протекания химической реакции, понижается температура горения. Все это приводит к снижению полноты сгорания. При дальнейшем обеднении смеси количество тепла, передаваемое зоной обратных токов, оказывается уже недостаточным для воспламенения свежей топливовоздушной смеси наступает срыв пламени бедной смеси.

При обогащении смеси пламя вытягивается, возрастает по объему. Так как избыточное топливо испаряется, то это приводит к охлаждению горючей смеси; в результате увеличивается индукционный период горения и полнота сгорания снижается.

При дальнейшем обогащении топливовоздушная смесь может «проскочить» через зону обратных токов, не воспламенившись – наступает срыв пламени богатой смеси.

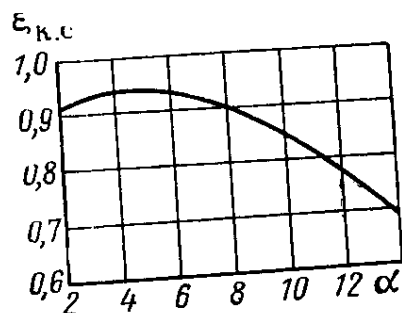


Рис.3.62.Влияние коэффициента избытка воздуха на полноту сгорания топлива.

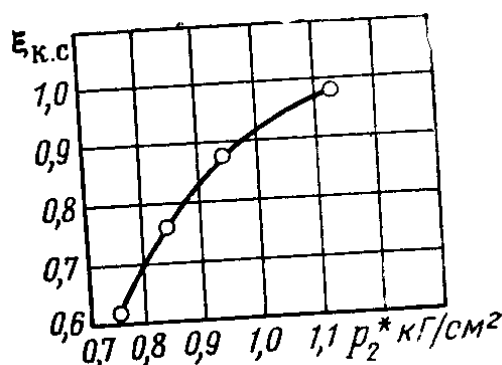


Рис. 3.63.Влияние давления воздуха в камере сгорания на полноту сгорания топлива.

3.25.2. Влияние давления воздуха p_2

Уменьшение абсолютного давления воздуха на входе в камеру сгорания до $p_2 \approx 1 \text{ ат}$

(рис. 3.63) мало сказывается на полноте сгорания. При дальнейшем же понижении давления ($p_2 < 1 \text{ ат}$) полнота сгорания уменьшается вследствие снижения скорости горения, а также из-за ухудшения распыла (возрастает диаметр капель топлива; капли топлива легко пролетают через камеру, не успев воспламениться).

3.25.3. Влияние температуры воздуха T_2 .

С понижением температуры воздуха в камеру сгорания ухудшается смесеобразование (задерживается испарение топлива) кроме того, возрастает индукционный период и снижается скорость горения. В итоге полнота сгорания ухудшается.

3.25.4. Влияние высоты полета.

С увеличением высоты полета (рис. 3.64) падают давление и температура воздуха на входе в камеру сгорания.

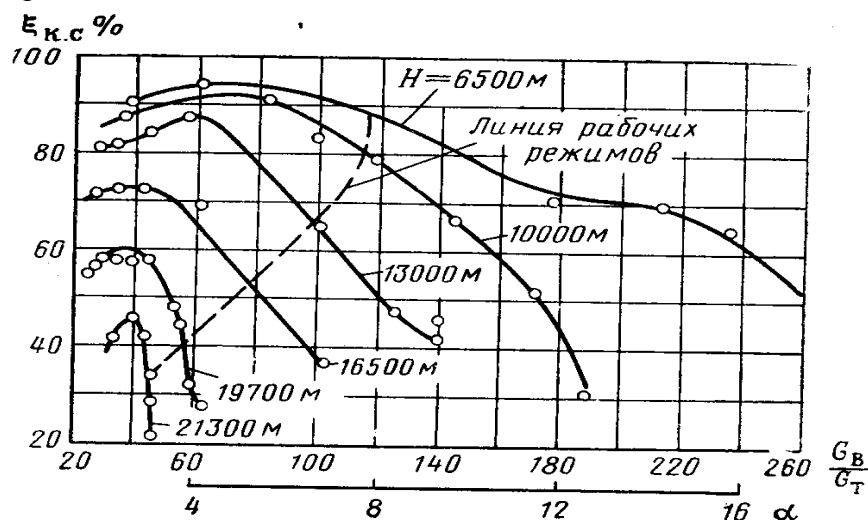


Рис.3.64. Влияние высоты полета на полноту сгорания топлива.

Это приводит, как мы уже отметили выше, к замедлению протекания химической реакции и к ухудшению смесеобразования. В итоге наступает снижение полноты сгорания и, особенно, на пониженных режимах работы двигателя. Кроме того, с поднятием на высоту сужается диапазон устойчивой работы по параметру α .

ВЫХЛОПНЫЕ УСТРОЙСТВА

3. 31. ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ. КЛАССИФИКАЦИЯ

Системы выхлопа газов предназначены для обеспечения эффективного преобразования потенциальной энергии давления газов за турбиной в кинетическую энергию истечения газа, образования выходного импульса ГТД с минимальными потерями, для отвода выхлопных газов в атмосферу, а также для защиты от нагрева элементов конструкции воздушного судна, находящихся в зоне расположения двигателя.

Система выхлопа газов (рис. 3.65) включает:

1) выхлопную трубу 2, внутри которой размещен внутренний конус 1, служащей для уменьшения потерь при переходе газа от кольцевого сечения за турбиной к круговому сечению на выходе из выхлопной трубы;

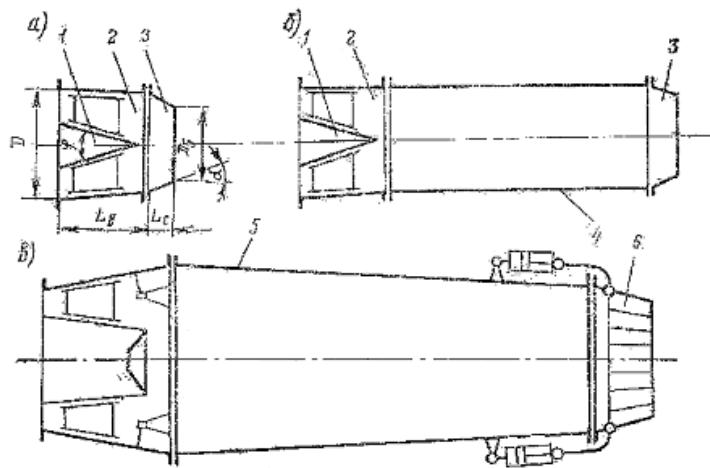


Рис 3.65. Элементы системы выхлопа газов:

а – система выхлопа с выхлопной трубой, конусом и реактивной насадкой; б – система выхлопа с удлинительной трубой; в – система выхлопа с форсажной камерой и регулируемым соплом:

1 – конус; 2 – выхлопная труба; 3 – реактивный насадок; 4 – удлинительная труба; 5 – форсажная камера; 6 – регулируемое сопло.

2) удлинительную трубу 4, которая применяется, когда по условиям размещения двигателя необходимо отвести струю газов на некоторое расстояние от деталей конструкции воздушного судна;

3) реактивный насадок 3, представляющий собой реактивное сопло;

4) форсажную камеру 5, с помощью которой за счет введения топлива в поток газов за турбиной возможно форсирование тяги ТРД; за форсажной камерой расположено регулируемое реактивное сопло;

5) реверсоры тяги, применяемые для сокращения дистанции пробега самолета после посадки;

6) устройство для снижения уровня шума, создаваемого двигателями.

Выхлопная труба фланцами крепится к корпусу турбины. Длина выхлопной трубы L_v берется по возможности меньшей и обычно равна $(0,9 - 1,3) \cdot D$.

Если в системе выхлопа установлено удлинительная труба, то диаметр ее нужно подбирать таким, чтобы скорость газов в ней не превышала 150 - 200 м/с.

Внутренний конус служит для предотвращения резкого расширения газа за турбиной и имеет угол у вершины $\phi = 35 \dots 50^\circ$.

Если двигатель не имеет форсажа, а число M полета не превышает 1,5-1,7, то площадь реактивного сопла по длине уменьшается. Диаметр D_5 реактивного сопла определяется на основе газодинамического расчета, а длина сопла $L_c = (0,2 - 0,4) \cdot D_5$. При движении газов по реактивному соплу важно получить малые потери, которые обеспечиваются при угле конусности $\alpha = 10 \dots 12^\circ$.

Элементы конструкции выхлопных систем работают в условиях высоких температур и омываются химически активными газами. Температура выхлопных газов достигает 700°C и выше, а при наличии форсажных камер $1600 - 2000^\circ\text{C}$, при этом давление равно 200–250 кПа. Поэтому для изготовления элементов выхлопных систем применяют жаропрочные материалы.

Установка удлинительных труб снижает тягу и повышает массу и расход топлива. Для ТВД считают, что потери тяги из-за установки удлинительных труб составляет 0,3% на один калибр удлинительной трубы ($L/D = 1$).

Удлинительная труба должна быть легкоъемной и удобной для осмотра. Это требование вызвано необходимостью периодического осмотра лопаток турбины и самой удлинительной трубы.

Удлинительная трубы нужно размещать, чтобы вытекающие газы мало влияли на ВПП и не попадали на конструкцию самолета.

Более сложные конструкции представляют собой системы выхлопа газов для сверхзвуковых самолетов. С увеличением скорости полета возрастает степень сжатия, вследствие чего при прочих неизменных условиях повышается полное давление газов за турбиной.

Поэтому для ТРД, предназначенных для сверхзвуковых летательных аппаратов, применяют сверхзвуковые сопла. Оптимальным была бы установка на двигателе сопла Лаваля с регулируемым критическим и выходным сечениями.

Часто в системе выхлопа газов устанавливают форсажную камеру, в которой за счет дополнительного сжигания топлива повышается теплосодержание газа, увеличивается скорость истечения и тяга двигателя. Основными элементами форсажной камеры являются диффузор, стабилизатор пламени, собственно камера сгорания, устройство для впрыска и воспламенения топлива и реактивное сопло.

Форсажная камера имеет регулируемое сопло (дозвуковое или сверхзвуковое) при включении (выключении) форсажа, при этом открытие их должно быть достаточно быстрым для предотвращения повышения температуры газов за турбиной и перегрева лопаток, а закрытие достаточно медленным. Управление створками и подача топлива обычно блокируют для прекращения подачи топлива при отказе системы управления створками.

Все элементы форсажной камеры выполняют из жаропрочных материалов. Наружные поверхности камеры охлаждаются воздухом, а внутренние покрываются специальной эмалью или керамическим покрытием.

Основными элементами форсажной камеры являются: собственно камера сгорания, диффузор, стабилизаторы горения и топливоподающее устройство.

Конструкция этих элементов должна обеспечивать:

- устойчивость процесса сгорания топлива во всем диапазоне высот и скорости полета;
- надежное включение форсажной камеры при всех условиях полета;
- возможно малые потери полного давления в форсажной камере, как на форсажном, так и на нефорсажном режимах работы двигателя;
- нормальную работу турбины, исключая перегрев ее лопаток, как при работе форсажной камеры, так и при включении и выключении форсажа;
- возможно меньшую массу форсажного устройства.

Диффузор установлено непосредственно за турбиной двигателя и служит для уменьшения скорости газов на входе в камеру до 200 м/с. Для уменьшения массы и габаритных размеров двигателя диффузор стремятся выполнить небольшой длины. Потери в диффузоре зависят от числа M на входе в диффузор и от приводного угла диффузора. Оптимальный приведенный угол для круглого диффузора составляет $8...12^\circ$. Такой угол может быть получен при конических поверхностях (рис. 3.66) с прямолинейными образующими.

Для уменьшения габаритных размеров иногда внешнюю поверхность диффузора делают цилиндрической.

Внутренние конусы в диффузорах часто делают усеченными, так как они являются центральными стабилизаторами пламени. Во внутренних полостях конуса размещены топливные коллекторы, форкамеры и запальные устройства. В прочной части диффузора не должно быть выступающих частей крепежных деталей (головок болтов и винтов, гаек), создающих гидравлические потери.

Стабилизаторы горения предназначены для создания в передней части форсажной зоны обратных токов. Для этого используют один или несколько кольцевых стабилизаторов и центральный стабилизатор. Число и расположение стабилизаторов выбирают так, чтобы обеспечить устойчивое горение

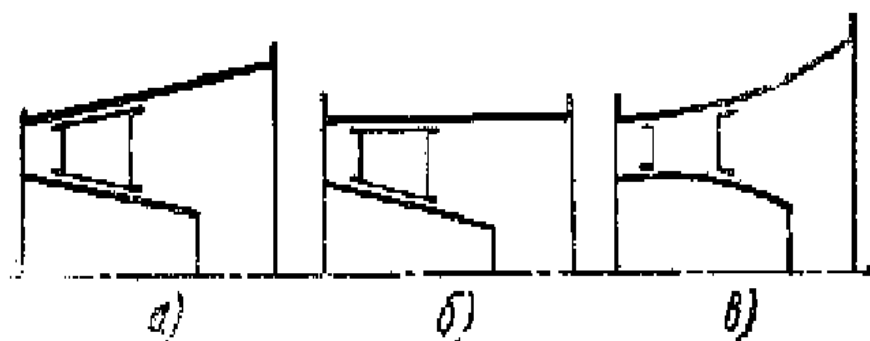


Рис. 3.66. Схема диффузора форсажных камер:

а – конического с прямолинейными образующими; б – с цилиндрической внешней частью; в – с изогradientным профилем.

на заданных режимах высот и скоростей полета. Размеры зоны обратных токов зависят от конструкции стабилизатора и периметра его стабилизирующих устройств. Устойчивое горение можно обеспечить разными способами (рис. 3.67).

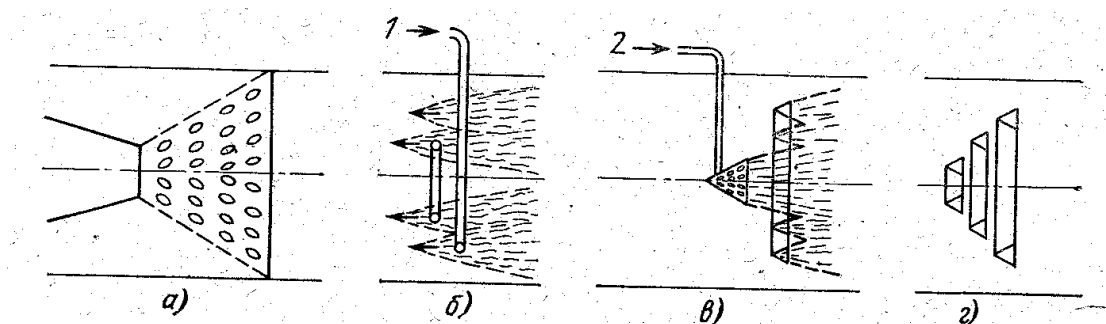


Рис. 3.67. Различные типы стабилизатора пламени:

а – стабилизатор-корзинка; б – аэродинамический стабилизатор; в – стабилизатор с дежурным источником зажигания; г – обычные V – образные кольцевые стабилизаторы; 1 – труба подвода воздуха; 2 – труба подвода топлива к источнику зажигания.

Топливоподающее устройство включает кольцевые стабилизаторы, имеющие в сечении форму желоба шириной 30...80 мм перед стабилизаторами размещают топливные форсунки. Впрыск топлива производится навстречу потоку газов. Число форсунок выбирают весьма большим, причем расположение их в одном ряду должно быть таким, чтобы круги наибольшего сечения факела не пересекались и равномерно охватывали сечение кольцевого стабилизатора. Иногда несколько форсунок устанавливают так, чтобы подача топлива производилось по потоку газов. Место установки форсунки стараются выбирать таким образом, чтобы процесс испарение распыленного топлива закончился до подхода к задней кромке стабилизатора.

Форсажная камера должна работать устойчиво на разных скоростях и высотах полета.

Масса форсажных камер составляет примерно 18...20% от массы двигателя.

Реверсирование тяги двигателей.

Для улучшения маневренности в полете и посадочных характеристик самолетов с реактивными двигателями необходимо применение эффективных средств торможения. Из всех известных тормозных устройств наиболее эффективным является устройство, реверсирующее тягу двигателя симметричным поворотом газового потока, вытекающего из двигателя, на угол от 90 до 180°. Это осуществляется посредством приспособления, которое включается в выхлопную систему двигателя.

К реверсивным устройствам предъявляются следующие требования:

- 1) получение максимально возможной отрицательной тяги (обычно составляющей 35...40% от положительной тяги);
- 2) наибольшая относительная масса при простой и надежной конструкции;
- 3) возможность быстрого (за 1...2 с) изменения тяги от отрицательной до положительной;
- 4) сохранение неизменного режима работы двигателя при реверсировании;
- 5) включение реверсивного устройства не должно ухудшать устойчивости и управляемости самолета, а входная струя газов не должна сильно нагревать поверхность самолета.

Поворот газового потока для реверсирования возможен двумя способами:

- 1) механическим, когда газовый поток поворачивается створками (рис. 3.68), или поворотными лопатками (рис. 3.69, а) и направляется на решетку, с помощью которой возникает реверсивная тяга;
- 2) аэромеханическим, когда предварительное отклонение потока производится струями воздуха (рис. 3.69, б), а окончательное - с помощью профилированных колец, охватывающий поток.

Устройство с механическим приводом выполняют обычно в виде двух створок (рис. 3.68), при включении реверса створки перекрывают выходное сечение и поворачивают поток, благодаря чему образуется отрицательная тяга. Выгодно отклонять поток газов до сопла, так как это уменьшает потери газов при повороте потока.

Одна из трудных проблем при создании реверса связана с работой подшипников створок, находящихся в условиях высокой температуры, затрудняющей применение смазки.

На некоторых типах ВС применяют девиацию тяги, т. е. изменение направления тяги путем поворота ее до 90° в сторону ВПП. При таком отклоне-

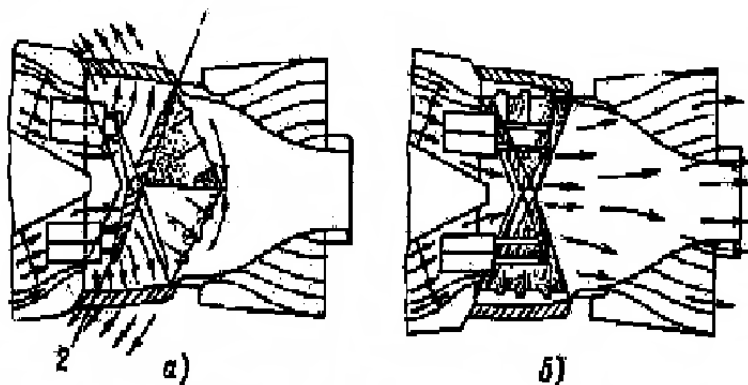


Рис.3.68. Схема поворота газового потока для реверсирования тяги створками:
а- торможение при посадке самолета; б- нормальный полет; 1,2- створки.

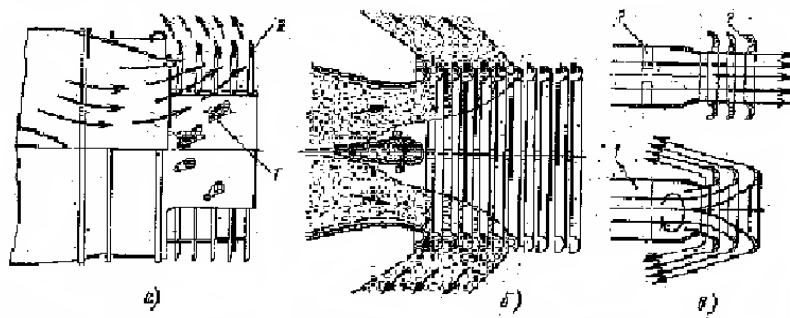


Рис. 3.69. Схема отклонения струи газа:

а – поворотными лопатками 1 и кольцевыми лопатками 2; б – струями воздуха, вводимыми в ядро потока; в – путем закрутки потока газов лопатками.

нии возникает вертикальная составляющая тяги, уменьшающая посадочную скорость и длину пробега. Девиацию можно получить поворотом реактивного сопла или вспомогательного сопла и заслонок.

3.32. ШУМОГЛУШЕНИЕ

Вопросы шума по своей актуальности занимают второе место после обеспечения безопасности полетов. Повышение интенсивности движения, увеличение мощности силовых установок, рост числа аэропортов и плотность населения в их окрестностях, приближение городских границ к аэродромам еще более обостряют проблему борьбы с шумами.

Шум может приводить к усталостным разрушениям конструкции, что опасно для герметических фюзеляжей, оказывать вредное влияние на обслуживающий персонал, пассажиров и членов экипажа. Шум препятствует нормальной трудовой деятельности человека, вызывая преждевременную усталость.

Шум возникает при перемешивании частиц горячего газа струи с окружающим воздухом. Второй источник шума ТРД – шум от турбины и компрессора.

Общий уровень звукового давления на поверхности реактивных самолетов составляет 160 – 170 дБ.

Для самолетов с ПД и ТВД существенным источником шума являются воздушные винты.

Общий уровень звукового давления снаружи обшивки пассажирской кабины в районе вращения винтов составляет 140 – 150 дБ.

Снизить шум можно следующими методами:

- применением специальных шумоглушителей;
- рациональным расположением двигателей на многодвигательном ВС.
- применением двигателей с пониженной скоростью вытекающей струи (ДТРД);
- использованием акустических решеток (барьеров) в воздухозаборниках двигателей или воздушных судов;
- рациональным выбором профиля взлета ВС.

В настоящее время для уменьшения шума от компрессоров или вентиляторов воздухозаборники оборудуют специальными акустическими решетками или ловушками, которые либо демпфируют акустическую энергию, либо задерживают звуковые колебания.

Снижение уровня шума, возможно применением соответствующей методики взлета, т.е. изменением тяги и профиля полета.

3.33. ЭЛЕМЕНТЫ РАСЧЕТА ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНОЙ

СИСТЕМЫ НА ПРОЧНОСТЬ.

МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНЫХ УСТРОЙСТВ

На элементы выхлопной системы действуют:

1. Радиальные и осевые силы, возникающие от действия перепада давлений на стенки.
2. Крутящий момент, передающийся на внешнюю трубу выхлопной системы от стоек, спрямляющих поток газов за турбиной.
3. Изгибающий момент, возникающий от действия массы выхлопной системы и от центробежных сил при эволюции самолета.

Наибольшее значение напряжений в стенках элементов выхлопной системы и фланцах возникают от перепада давлений. Напряжения от крутящего и изгибающего моментов невелики и их зачастую в расчетах не учитывают.

Давление внутри элементов выхлопной системы зависит от режима работы двигателя и режима полета. Давление снаружи элементов выхлопной системы является давлением внутри гондолы двигателя и определяется скоростью полета и атмосферным давлением.

Расчетными условиями для элементов выхлопной системы являются:

1. Случай максимального внутреннего давления от газов, возникающий при полете у земли с максимальной скоростью в зимних условиях при температуре $t = 40...50^0 \text{ C}$, когда в оболочках создается наибольшее разрывающее напряжение.

2. Случай максимального внешнего давления от воздуха, возникающий при резком уменьшении количества газа при максимальной скорости полета на малых высотах, когда в оболочке создается наибольшее сжатие от избыточного внешнего давления.

Расчет на прочность может быть проведен двумя способами:

- Первым (простейшим) способом в предположении, что элементы выхлопной системы могут разрушаться по образующей или по кольцу.

- Вторым способом, когда элементы рассчитывают как оболочки.

Допустимые растягивающие напряжения для выхлопной и удлинительной трубы $\delta_p = (5...12) \cdot 10^7 \text{ Па}$.

Фланцы для крепления элементов выхлопной системы рассчитывают на изгиб от осевой силы.

Определяют силу, действующую на один болт: $P_1 = P / Z$, где: Z – число болтов, P – осевая сила.

Момент, изгибающий фланец, $M = P_1 b$. Для расчетного сечения фланца – цилиндрической полоски с диаметром $(D^1 - 2\epsilon)$ и толщиной a – момент сопротивления изгибу определяется

$$W = \frac{\Pi(D^1 - 2\epsilon)}{6z} a^2$$

и напряжения изгиба

$$\delta_n = \frac{6z P_1 b}{\Pi(D^1 - 2\epsilon) a^2} = \frac{6Pb}{\Pi(D^1 - 2\epsilon) a^2}.$$

Упомянутые размеры приведены на рис. 3.70.

Допустимые напряжения для изгиба фланцев и растяжения болтов составляют $\delta = (15...18) \cdot 10^7 \text{ Па}$.

при расчете элементов выхлопной системы как оболочки допустимые напряжения и имеют следующую величину:

$$\delta \approx 20 \cdot 10^7 \text{ Па}; r \approx 10^8 \text{ Па}.$$

Запас прочности

$K = \delta_b / \delta > 2$, где: δ_b – предел длительной прочности.

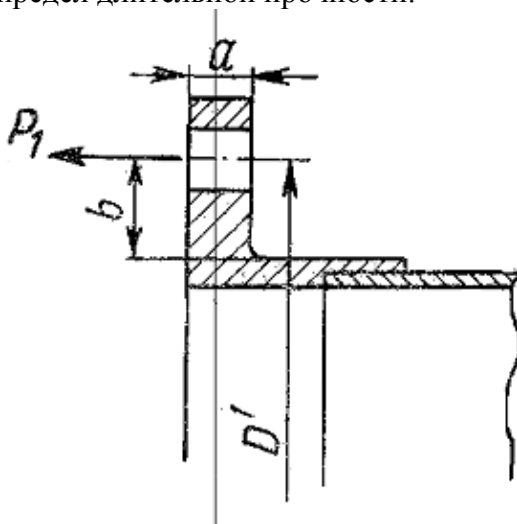


Рис. 3.70. Размеры для расчета фланца на изгиб.

Элементы выхлопной системы необходимо рассчитывать, как местную, так и общую. Кроме того, рассчитывают оболочки выхлопной системы на колебания.

Элементы регулируемого сопла створчатого типа рассчитывают на прочность для режима полета, соответствующего максимальному внутреннему давлению.

Створки, закрепленные шарнирно, нагружены усилиями от потока газов, прижимающими их к кольцу, и от потока воздуха, действующего снаружи. Строя эпюры давления на обе стороны створки, определяют равнодействующие силы, силы в шарнирах и силы в месте контакта с кольцом. Имея значения усилий, по известным формулам сопротивления материалов находят напряжения в проушинах и соединительных болтах. Допускаемые напряжения составляют:

1. Для проушин – напряжение изгиба $\sigma_u = (15...18) \cdot 10^7$ Па.
2. Для болтов – напряжение растяжения $\sigma_p = (45...50) \cdot 10^7$ Па, напряжение смятия $\sigma_{см} = (20...25) \cdot 10^7$ Па, напряжение среза $\sigma_{ср} = 15 \cdot 10^7$ Па.

3.34. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНЫХ УСТРОЙСТВ

Для изготовления деталей элементов выхлопной системы применяют жаропрочные материалы. Выбор того или другого материала определяется температурой элементов системы, например: для соплового устройства ТВД применяют сталь 12Х18Н9Т, изменение механических свойств которой в зависимости от температуры нагрева приведено на рис. 3.71.

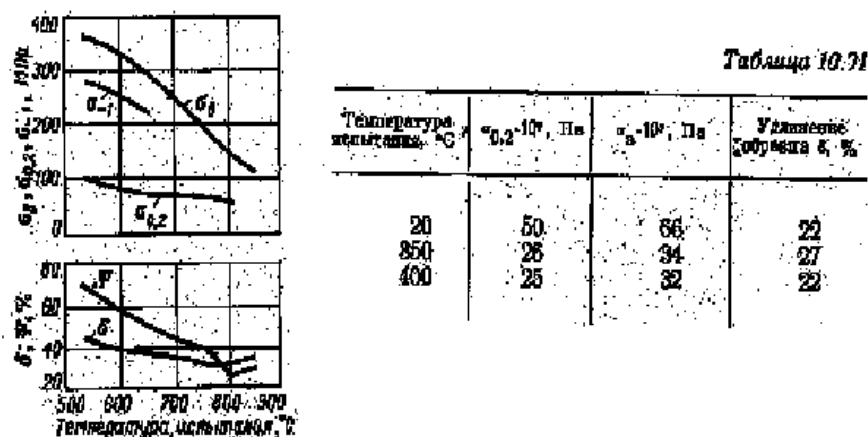


Рис. 3.71. График изменения механических свойств стали 12Х18Н9Т в зависимости от температур нагрева.

Для деталей регулируемых сопел ТРД с форсажной камерой при больших скоростях полета ($M = 3$) применяют жаропрочные стали, например ВЖ 98, и титановый сплав ОТ4-1, который поставляется в листах толщиной 0,5...5 мм.

Сплав сваривают в аргоновой среде. В ряде случаев применяют точечную сварку, но она ненадежна, так как часто возникают трещины. В этом случае точечную сварку лучше заменить соединением с помощью заклепок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Домотенко Н. Т. и др. Авиационные силовые установки. Изд-во "Транспорт", 1976. - 312 с.
2. Казанджан П. К. и др. Теория авиационных двигателей. Изд-во "Транспорт", 1983. - 217 с.
3. Павловский Н. И. Вспомогательные силовые установки. М.: Изд-во "Транспорт", 1977. - 240 с.
4. Скубачевский Н. С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. М.: Машиностроение, 1981. - 550 с.
5. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. - 512 с.

6. Поллей З. С. и др. Конструкция и прочность авиационных ГТД. М.: Транспорт, 1967. - 426 с.
7. Нечаев Ю. Н. Входные устройства сверхзвуковых самолетов. Воениздат, 1963.
8. Ильянков А. И. Технология производства двигателей ЛА в задачах и упражнениях с элементами САПР. Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1992. - 288 с.
9. Кулагин В. В. Теория газотурбинных двигателей. М.: Изд-во МАИ, 1994. - 264 с.
10. Ильянков А. И., Левит М. Е. Основы сборки авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1987. - 288 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	4
НАЗНАЧЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	4
ОБЗОР РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ	4
ГЛАВА I.	7
1. 1. АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ УСТРОЙСТВО, ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ	7
1. 2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД.....	11
1. 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ ГТД.....	14
ГЛАВА II. СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ ОБРАЗОВАНИЕ ТЯГИ.....	17
2. 1. КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК	17
2. 2. КОЛИЧЕСТВО ДВИГАТЕЛЕЙ.....	20
2. 3. РАЗМЕЩЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ	25
2. 4. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ	27
2.5. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ.....	30
2.6. РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ	34
2.7. ВИБРАЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ.....	36
2. 8. АМОРТИЗАЦИЯ КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ	39
2.9. ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	41
2 10. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ	44
ГЛАВА III. ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	45
3.1. СИСТЕМЫ ВСАСЫВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ	45
3.2. КЛАССИФИКАЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ	47
3.3. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДОЗВУКОВЫХ И СВЕРХЗВУКОВЫХ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ.....	48
3.3.1. Дозвуковые входные устройства	48
3.3.2. Сверхзвуковые входные устройства	52
3.4. РЕГУЛИРУЕМЫЕ ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА (ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ).....	54
3.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ДИФFUЗОРОВ	57

ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ.....	62
3.6. НАЗНАЧЕНИЕ И ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ	62
3.7. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ.....	62
3.8. КЛАССИФИКАЦИЯ И РЕЖИМ РАБОТЫ.....	67
3.8.1. Классификация	67
3.8.2. Режимы работы.....	67
ОСЕВЫЕ КОМПРЕССОРЫ.....	73
3.9. КЛАССИФИКАЦИЯ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.....	73
3.10. РОТОР. ТИПЫ РОТОРОВ	78
3.10.1. Соединение в секциях в роторах смешанного типа.....	78
3.11. КОРПУС ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.....	85
3.12. РАБОЧИЕ ЛОПАТКИ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ.....	87
3.13. НАПРАВЛЕНИЕ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА.....	89
ЦЕНТРОБЕЖНЫЕ КОМПРЕССОРЫ.....	92
3.14. КЛАССИФИКАЦИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ	92
3.15. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА	92
3.16. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ ГТД.....	95
3.16.1. Классификация	96
КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ГАЗОВЫХ ТУРБИН	97
3.17. РОТОР ТУРБИН.....	97
3.18. КОРПУС И РАБОЧИЕ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ	100
3.18.1. Корпус турбины.....	100
3.18.2. Рабочие лопатки	100
3.19. ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА РОТОРА ТУРБИНЫ НА ПРОЧНОСТЬ.....	103
3.20. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОВЫХ ТУРБИН	104
3.21. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.	106
3.22. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ.	106
3.22.1. Максимально возможная полнота сгорания.....	106
3.22.2. Высокая устойчивость горения во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы двигателя	
Отсутствие вибрационного горения.	107
3.22.3. Легкий и безопасный запуск.	108
3.22.4. Минимальные потери полного давления.	108
3.22.5. Малые и габаритные размеры и небольшой вес.	108
3.22.6. Оптимальный закон распределения поля температур на выходе из камеры сгорания.	119
3.23. УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КАМЕР СГОРАНИЯ	
ТИПЫ КАМЕР СГОРАНИЯ.	109
3.23.1. Рабочий процесс в камере сгорания.	111
3.23.1.1. Распыливание топлива и образование топливо – воздушной смеси.	111
3.23.1.2. Разделение потока воздуха на первичный и вторичный.	112

3.23.1.3. Стабилизация фронта пламени в зоне горения.	113
3.23.1.4. Турбулизация потока в зоне горения.	114
3.23.1.5. Газодинамическая структура потоков в камере сгорания.....	114
3.23.2. Типы камер сгорания.	115
3.24. ИЗМЕНЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ.	115
3.24.1. Изменения статического давления.	115
3.24.2. Падение полного давления газа.	118
3. 25. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПОЛНОТУ СГОРАНИЯ И УСТОЙЧИВОСТЬ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА	120
3.25.1. Влияние коэффициента избытка воздуха α	121
3.25.2. Влияние давления воздуха P_2	121
3.25.3. Влияние температуры воздуха T_2	122
3.25.4. Влияние высоты полета.	122
3. 31. ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ ТРЕБОВАНИЯ. КЛАССИФИКАЦИЯ	123
3.32. ШУМОГЛУШЕНИЕ	128
3.33. ЭЛЕМЕНТЫ РАСЧЕТА ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМЫ НА ПРОЧНОСТЬ. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНЫХ УСТРОЙСТВ	129
3.34. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ВЫХЛОПНЫХ УСТРОЙСТВ УСТРОЙСТВА	131
ЛИТЕРАТУРА	133