

*МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО  
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН*

*ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ*

*Кафедра: «ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ  
И АВИАДВИГАТЕЛЕЙ»*

*АРИФДЖАНОВ Х. Т.*

***КОНСПЕКТ ЛЕКЦИЙ***

*ПО ДИСЦИПЛИНЕ:*

***«СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ  
АППАРАТОВ»***

*ТАШКЕНТ - 2000*

Конспект лекций обсужден на заседании кафедры «ТЭЛА и АД».

Протокол № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_ 2000 г.

Зав. кафедрой

проф. Артыков Н.А.

Конспект лекций обсужден и одобрен методическим советом факультета «Гражданской авиации».

Протокол № \_\_\_\_\_ от \_\_\_\_\_ 2000 г.

Председатель

Методического Совета ф-та

доц. Махмудов Ю.Р.

### **Лекция 1 (2 часа)**

***Тема: Общие сведения, назначение авиационных двигателей.  
Обзор развития двигателестроения.***

#### План лекции:

1. Авиационные силовые установки.
2. Назначение авиационных двигателей.
3. Развитие авиационного 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, а также семейства 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 производилось и производится 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, управляющей, регулирующей и контрольно-измерительной аппаратуры.

Системы АСУ характеризуется 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. электрические системы применяют постоянного и переменного тока. Относительные части системы имеют 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, 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, обеспечения летных, технических и экономических характеристик ВС, надежность, простота конструкции и удобство в эксплуатации, технологичность, небольшие массы и габариты, малые аэродинамические сопротивления и гидравлические потери давления. При изучении отдельных систем и устройств необходимо руководствоваться конкретными требованиями,

установленные 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.

**Ключевые слова:**

АСУ – авиационные силовые установки предназначены для создания тяги на воздушном судне;

система – это сочетание элементов и связей между ними;

устройство – это совокупность деталей и частей в виде единой конструкции;

НЛГС – норма летной годности гражданских самолетов.

**Контрольные вопросы:**

1. Расскажите, что входит в АСУ?
2. Что подразумевается под системой АСУ?
3. Что входит в устройства АСУ?

Литература: ([1]с. 3-4); ([3].с 3-4).

## Лекция 2 (4 часа)

### **Тема: *Авиационные газотурбинные двигатели. Устройство, принцип действия авиадвигателей. Основные параметры.***

#### План лекции:

1. Авиационные газотурбинные двигатели.
2. Устройства газотурбинных двигателей
3. Основные параметры газотурбинных двигателей.

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 используются несколько типов этих двигателей: турбореактивные (ТРД), турбовинтовые (ТВД), двухконтурные (ТРДД).

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

#### *Турбореактивные двигатели.*

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

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, которую передают 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  $G c_5$ , и входящего воздуха  $G_B V$ , согласно формуле Б.С. Стечкина, равна силе тяги двигателя, т.е.

$$R = G c_5 - G_B V,$$

где:  $R$  – сила тяги двигателя;

$G$  – 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. 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.

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 двухвальные 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 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 (до  $M_H = 1,2 \dots 1,3$ ). ТРДД могут быть эффективными и для больших сверхзвуковых скоростей полета. Потому, что сжигание топлива происходит в двух контурах.

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  $\pi_K$  ( $\pi_K$  – это отношение давления воздуха за компрессором к давлению перед компрессором).

Первые ГТД имели такие параметры:  $\pi_K = 3 \dots 3,5$  и  $T_T = 1000 \dots 1050$  К. В настоящее время  $\pi_K$  доходит до 20...30 и более, а  $T_T$  до 1500...1600 К. Большие заслуги в создании газотурбинных двигателей в нашей стране 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.

### **Ключевые слова:**

ТРД – турбореактивный двигатель;

ТВД – турбовинтовой двигатель;

ТРДД – двухконтурные двигатели;

избыточная мощность – сверх потребной мощности компрессора и агрегатов;

форсирование – это создание дополнительной тяги на больших сверхзвуковых скоростях полета путем дополнительного сжигания топлива.

### **Контрольные вопросы:**

1. Расскажите об основных этапах развития АД.
2. Расскажите об основных агрегатах ГТД.
3. Зарубежные ТВД.
4. Назовите авторов об авторах создателей ГТД.

Литература ([2] стр. с 4 по 11).

## Лекция 3 (4 часа)

### *Тема: Воздушные винты Назначение и предъявляемые требования*

#### План лекции:

1. Воздушные винты
2. Назначение и предъявляемые требования
3. Характеристика винта

Воздушный винт преобразует крутящий момент ТВД или ПД в силу тяги. При этом имеют 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 представляются следующие требования:

- высокий КПД;
- изменение угла установки лопастей в диапазоне, обеспечивающем легкий запуск двигателя;
- минимальную положительную тягу винта на режиме малого газа;
- максимальную отрицательную тягу при пробеге;
- 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 град/с;
- минимальные значения реактивного и гироскопического моментов;
- в конструкции винта регулятора частоты вращения должны быть автоматические защитные устройства, ограничивающие произвольный переход лопастей винта на малые углы установки и предотвращающие возникновение отрицательной тяги в полете;
- защита лопастей и обтекателя втулки винта от обледенения;
- достаточная прочность при малой массе, уравновешенность и минимальный шум;
- хорошая транспортабельность, высокий ресурс.

### *Характеристика винта*

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

К геометрическим характеристикам относят диаметр (радиус), число лопастей, форму лопасти в плане, толщину и углы установки сечений лопастей.

*Диаметр винта* ( $D = 2R$ ) определяет окружность, описываемую концами лопастей при вращении винта относительно его оси (рис.3.1, в кн.[1] стр.60). 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 м. Большие диаметры винтов приводят к низким КПД и усложняют компоновку ЛА. Малые значения диаметров не позволяют преобразовать заданный крутящий момент двигателя в необходимую тягу.

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 сече-

ние, перпендикулярное оси лопасти. Оно имеет крылообразную форму профиля. Часть лопасти, находящиеся 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

$$\bar{r} = \frac{r}{R}.$$

Радиус неработающей части лопасти, занятой втулкой, обозначают  $r_0$ . Тогда

$$\bar{r}_0 = \frac{r_0}{R}$$

Для преобразования крутящего момента двигателя в тягу с минимальным значением диаметра винт имеет несколько лопастей. На современных ТВД устанавливают обычно четырехлопастные винты. Большое 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.3.1), а также их относительные величины

$$\bar{b} = b/D \quad \text{и} \quad \bar{c} = c/b$$

У современных винтов  $\bar{b}_{\max} = 8-10\%$

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

В полете сечения 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  $\alpha$ , а со скоростью и угол протекания струи  $\beta$ .

Тогда  $\varphi = \alpha + \beta$ ,

$$\text{где} \quad \beta = \arctg \frac{V}{U} = \arctg \frac{V}{2\pi n r}$$

При постоянных значениях поступательной скорости и угла установки с увеличением радиуса сечения лопасти угол  $\beta$  уменьшается, а угол  $\alpha$  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  $\beta$  уменьшать угол установки  $\varphi$ . Поэтому у лопасти воздушного угла винты установки в корневой части наибольшие, а по направлению к концу лопасти они уменьшаются (см. рис.3.4, в кн.[1], стр.63). 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  $\overline{\varphi}$  (см. рис.3.5. в кн [1]стр.63), сравнивая угол  $\varphi$  установки лобового сечения лопасти с углом установки сечения, расположенного на  $r = 0,75$  и обозначаемого в виде  $\varphi_{0,75}$ :

$\overline{\varphi} = \varphi - \varphi_{0,75}$ . Общая крутка лопасти определяется разностью углов установки в начале рабочей части лопасти  $\varphi_{\text{го}}$  и на конце лопасти  $\varphi_{\text{р}}$ . Так как по радиусу винта угол установки лопасти меняется, то его измеряют на номинальном радиусе  $r_{\text{нам}}$ . значение  $r_{\text{нам}}$  обычно берется равным 1000 мм для винтов с  $D < 4$  м и 1600 мм для с  $D > 4$  м. Сечение винта на номинальном радиусе называют контрольным и его местонахождение обозначают на лопасти красной полоской 9 (см.рис.3.1). Конец лопасти покрывают желтой краской. Это улучшает « видимость » вращающегося диска винта и способствует безопасности обслуживания.

При постоянных значения угла установки сечения лопасти  $\varphi$  и окружной лопасти полета  $U$  угол атаки изменяется в зависимости от скорости полета. При увеличении скорости  $V$  угол атаки  $\alpha$  уменьшается, а при уменьшении

$V$ - увеличивается.

Для того чтобы при изменении скорости полета угол атаки  $\alpha$  оставался постоянным, необходимо изменять угол установки лопасти (рис.3.6). это возможно путем поворота лопасти по втулке винта относительно собственной оси. Коэффициентом скорости  $\overline{V}$  обозначают отношение между поступательной и окружной скоростями конца лопасти

$$\overline{V} = \frac{V}{U_R} = \text{tg } \beta_{r=1,0} = \frac{V}{2\pi r} = \frac{V}{\pi D}.$$

Аэродинамические характеристики винта представляется в зависимости от коэффициента скорости  $\overline{V}$  или характеристики режима.(относительная поступь)

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

Между  $\overline{V}$  и  $\lambda$  имеется зависимость  $\overline{V} = \frac{\lambda}{\pi}$ .

где  $\lambda$  - характеристика режима (относительная поступь)

$\overline{V}$  - коэффициент скорости.

К аэродинамическим характеристикам винта относятся 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 лопасти винта.

А коэффициент полезного действия винта определяется в следующем виде.

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

где:  $C_p$  - коэффициент тяги;

$C_N$  - коэффициент мощности;

$\bar{V}$  - коэффициент скорости.

Ключевые слова и выражения: Воздушный винт – винт преобразует крутящий момент в силу тяги; Характеристика винта – подразделяются на геометрические, кинематическое и аэродинамические; Диаметр ванта определяет окружность, описываемая концами лопастей. Относительный радиус – отношение радиуса сечения к радиусу винта.

Контрольные вопросы:

1. Назначение воздушных винтов
2. Классификация
3. Характеристика винта
4. Влияние винта на тягу двигателя

Литература: ( кн. [1], стр.59...63);

Лекция 4 (2 часа)

Тема: Входные устройства, типы входных устройств, конструктивные схемы до звуковых и сверхзвуковых входных устройств.

План лекции:

1. Входные устройства ГТД.
2. Типы и классификация входных устройств ГТД.
3. Конструктивные схемы входных устройств.

*Входные устройства, предназначены для подвода к двигателю потребного количества воздуха, могут быть составной частью двигателя, 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 надежную работу двигателя на всех режимах полета и работы двигателя. При этом они должны обладать малой массой, технологичностью, необходимой прочностью, жесткостью и герметичностью. Степень повышения входного устройства давления  $P_{вх}$  в ГТД определяется уравнением*

$$P_{вх} = P_a / P_n,$$

где  $P_a$  - давление воздуха перед компрессором,

$P_n$ - атмосферное давление.

При до звуковых скоростях полета повышения давления воздуха в двигательном тракте и происходит в основном в компрессоре двигателя, при сверхзвуковых скоростях - за счет скоростного напора; на больших сверхзвуковых скоростях полета возрастает роль входного устройства в обеспечении сжатия воздуха.

В диффузоре при  $M=2,2$ ;  $P_{вх} = 10$  и распределение давления в диффузоре таково, что создается тяга, равная 60-75% всей тяги силовой установки. 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.

Потери, возникающие при сжатии воздуха во входном устройстве, оценивается коэффициентом сохранения полного давления, представляющего собой отношение полного давления  $P_{20}^*$  на входе в компрессор к полному давлению  $P_n^*$  адиабатический заторможенного потока ( без потерь):

$$\delta_{вх} = \frac{P^*}{P_n^*}$$

Уменьшение приводит к уменьшению давления на входе в компрессор ( $P_{вх} = \delta_{вх} P_n^* / P_n$ ), снижению тяги, удельной тяги, а также к увеличению удельного расхода топлива и массы сплавов установки.

Так, снижение  $P_{вх}$  при  $M=2,5$  на 30% приводит к уменьшению 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 .

Подвод потребного количества воздуха обеспечивается правильным выбором площади входа и изменением ее геометрии в зависимости от режимов работы двигателя и режимов полета летательного аппарата.

Входные устройства двигателей должны обеспечить надежную и эффективную их работы в заданном диапазоне режимов полета и работы двигателей.

Входных устройствах утечки воздуха недопустимы. Герметизация воздухопроводящих каналов достигается установкой на 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 можно привести к выходу из строя двигателя.

#### Типы входных устройств.

Выбор входного устройства зависит от расчетного числа  $M$  полета, потребного диапазона чисел  $M$ , места расположения силовой установки, типа применяемых двигателей и других факторов.

В зависимости от скорости полета входные устройства бывают дозвуковыми и сверхзвуковыми, а в зависимости от компоновки двигателя и конструктивного выполнения входные устройства делятся на лобовые, боковые и подкрыловые.

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 полета.

Боковые входные устройства, размещающиеся на фюзеляже, могут быть полукруглыми, плоскими, клиновидными и сосковыми. Несмотря на свойственное этим воздухозаборникам повышенное значение гидравлических потерь давления и меньшее значение коэффициента сохранения полного давления, а также ухудшение условий внешнего обтекания по сравнению с лобовыми воздухозаборниками при компоновке двигателя внутри фюзеляжа позволяют значительно лучше использовать емкости фюзеляжа для размещения в нем топлива и оборудования.

Подкрыловые воздухозаборники имеют плоский вид.

Недостатком таких воздухозаборников является плохая работа на больших отрицательных углах атаки (затеняется крылом).

Воздухозаборники подразделяются также по форме поперечного сечения. Способу управления пограничным слоем и степени механизации.

#### Конструктивные схемы входных устройств.

Дозвуковые входные устройства. Накопленный опыт конструирования и эксплуатации до звуковых воздухозаборников позволяет получать весьма высокие коэффициенты сохранения полного давления  $\zeta = 0,97 - 0,98$ .

При конструировании схем профиль диффузора выбирается так, чтобы он имел плавные обводы с большим радиусом кривизны в миделевом сечении и плавное нарастание кривизны по длине.

Профилирование наружных обводов воздухозаборников осуществляется независимо от внутренних. Входные кромки диффузоров делают закругленными, чтобы получить плавные обтекания гондолы и избежать срывов потока на входе.

На рис. показана схемы и течения в дозвуковым диффузоре при до звуковой и сверхзвуковой скорости потока.

На рис. показана работа двигателя на месте когда скорость полета  $Y=0$ , поток перед диффузором увеличивается от нулевой скорости до скорости  $V$  а на входе в компрессор. При этом торможение скорости воздушного потока происходит внутри канала.

Если  $V=V_a$ , то струя воздуха входит в диффузор без изменения своей формы, и торможение воздуха происходит внутри диффузора (Рис.2.3.,б)

При  $V>V_{вх}$  ( $M<20$ ) скоростное сжатие воздуха (торможение) начинается вне диффузора и заканчивается в диффузоре.

При сверхзвуковых скоростях полета на некотором расстоянии от до звукового диффузора образуется криволинейный скачок уплотнения, называемой головной волной (см. рис. 2.3.,г). Перед входом воздуха в диффузоре образуется скачок уплотнения, поверхность которого перпендикулярна направлению потока.

Сверхзвуковых входные устройства.

Сверхзвуковые диффузора подразделяют на три типа: с внешним, внутренним и смешанным сжатием. У воздухозаборника с внешним сжатием. У воздухозаборника с внешним сжатием все косые скачки расположены снаружи, у воздухозаборника с внутренним сжатием - внутри, и у воздухозаборника с внутренним сжатием - внутри, и у воздухозаборника со смешанным сжатием - внутри и снаружи. (см. рис. 2.5. в кн. [20], стр 41.)

Диффузор с внутренним сжатием является наиболее эффективным и представляет собой профилированный вначале сужающийся, а затем расширяющийся канал. Основным недостатком диффузоров с внутренним сжатием является сложность вывода их на расчетным режим - запуск диффузора.

Сверхзвуковые воздухозаборники должны обеспечивать высокие значения коэффициента сохранения полного давления и пропускную способность, оцениваемую коэффициентом расхода, в значительно большем диапазоне скоростей, чем дозвуковые воздухозаборники.

Ключевые слова: Входное устройство – предназначен для подвода к двигателю потребного количества воздуха; Коэффициент полного давления – это отношение полного давления на входе в компрессор к полному давлению заторможенного потока; Лобовое входное устройство – располагается в носовой части фюзеляжа или передней части Гондол двигателя; Боковые входные устройства - они размещаются на фюзеляже; Торможение – это скоростное сжатие воздуха.

Контрольные вопросы:

1. Назначение входных устройств ГТД.
2. Расскажите о типах входных устройств.
3. Дозвуковые и сверхзвуковые входные устройства.
4. Расскажите о назначении диффузора.

Литература([1] стр. 34-46)

## Лекция 5 (2 часа)

Тема: Компрессоры авиационных двигателей. Классификация. Устройство и принцип действия.

План лекции:

1. Компрессоры и их назначение в двигателе.

2. Классификация.
3. Устройство и принцип действия компрессоров.

*Авиационный компрессор предназначен для сжатия и подачи воздуха в камеру сгорания и систему отбора в ВСУ.*

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

При работе компрессора атмосферный воздух забирается через воздушный заборник 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 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.

Классификация осевых компрессоров: Осевые компрессоры классифицируются:

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 трех роторные.

3. По конструкции ротора на компрессоры с роторами дискового, барабанного и смешанного типа.

4. По конструкции проточной части на компрессоры:

- с постоянным наружным диаметром  $D$  всех колес и изменяющимся диаметром втулок (рис.3.06, а);

- с постоянным диаметром  $d$  втулок и изменяющимся наружным диаметром колес (рис. 3.06, в);

- с постоянным наружным диаметром одной части колес и постоянным диаметром втулок остальной части колес (рис. 3.06, г);

- с постоянным средним диаметром  $D_{ср}$  всех колес (рис.3.06, б)

5. По конструкции корпуса на компрессоры с неразъемным и с разъемным корпусами, литыми из алюминиевого сплава или сваренными из листовой стали или титанового сплава.

6. По способу устранения помпажа на компрессоры с поворотными направляющими лопатками или с клапанами перепуска воздуха или одновременно с поворотными лопатками и клапанами перепуска.

Корпус компрессора. Корпус компрессора обычно выполняется литым способом и является основной силовой деталью компрессора. В корпусе для подвода воздуха в рабочее место компрессора имеется радиально круговой вход, разделенный ребрами.

В центральной части корпуса компрессора устанавливаются входные направляющие аппараты.

Ротор компрессора. Ротор является самостоятельным балансировочным узлом. Он обычно состоит из рабочего колеса, вала компрессора и деталей передней и задней опор.

Радиальный диффузор. Радиальные диффузоры изготавливаются из стали, представляет собой цельнопапанную конструкцию и является одним из основных силовых узлов. В нем кинетическая энергия воздуха преобразуется в потенциальную энергию давления. Радиальный диффузор представляет собой плоский диск с центральным отверстием.

Осевой диффузор. Осевые диффузоры служат для выравнивания воздушного потока и дальнейшего увеличения статического давления. Он из корпуса и лопаток равномерно расположенных по окружности, и бандажа. Корпус, лопатки и бандаж изготавливаются из листового алюминиевого сплава.

Корпус подшипника, является стыковочной деталью компрессора с турбиной, в нем располагается задняя опора ротора компрессора.

Ключевые слова: Компрессор – предназначен для сжатия и подачи воздуха в камеру сгорания; Корпус – корпус компрессора является силовой деталью компрессора в которой устанавливаются направляющие аппараты; Ротор – балансирующий узел; Диффузор – где кинетическая энергия преобразуется в потенциальную энергию; Корпус подшипника – это стыковочная деталь компрессора с турбиной.

Контрольные вопросы:

1. Расскажите принцип работы компрессоров и их назначение;
2. Классификация;
3. Основные агрегаты осевых компрессоров.

Литература ([3]. стр. 15-20; [4], стр. 65-70)

## Лекция 6 (2 часа)

### **Тема: Анализ конструктивных схем осевых компрессоров и их сравнительная оценка**

План лекции:

1. Конструктивные схемы осевых компрессоров.
2. Анализ конструктивных схем.
3. Оценка конструктивных схем

В авиационных газотурбинных двигателях широкое применения получили осевые компрессоры, в которых движения потока в среднем происходит параллельно оси. Осевой компрессор предназначен для размещения определенного количества воздуха из области низкого в область высокого давления.

Поэтому основными техническими характеристиками компрессора являются: степень повышения давления  $\Pi_K = P_K / P_{ВХ}$  (отношение давления воздуха за компрессором к давлению перед компрессором), производительность (секундный расход воздуха), отнесенный к площади входа в компрессор, и коэффициент полезного действия.

Для сравнения проведем ряд схем осевых компрессоров, которые применяются на отечественных самолетах. На рис. приведены к примеру ряд схем (см. рис.3.04, в кн.[4]стр.70 ) осевых компрессоров: это компрессор двух роторный, с последовательным расположением роторов, где 1 - первый ротор; 2 - второй ротор по схеме (а). Конструктивно двухроторные компрессоры можно располагать последовательно ( см.рис.3.04, а ) и приводится во вращение от двух газовых турбин. Принципиально возможно осуществить концентричное расположение роторов (см.рис.3.04,д) противоположным направлением 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. Существует так же трехроторные компрессоры (см.рис.3.04, в), которые применяются в ТРДД. Они приводятся в действие от трех газовых турбин. Где позиция 3 (рис.3.04, в ) устанавливается регулируемый направляющий аппарат.

Анализ конструкции проточной части осевых компрессоров, показывает, что на авиационных двигателях применяются ряд таких схем, (см.рис.3.06, в кн.[4],стр.71).

Т.е на двигателях устанавливаются компрессоры: с постоянным наружным диаметром  $D$  всех колес и изменяющимся диаметром втулок (рис.3.06,в); с постоянным диаметром  $d$  втулок и изменяющимся наружным диаметром одной части колес и постоянным диаметром втулок остальной части колес (рис.3.06, г); с постоянными средним диаметром  $D_{ср}$  всех колес (рис.3.06,б).

Здесь, отметим, что объем и массу компрессора можно приближенно представить как функцию квадрата наружного диаметра его  $D$  первой ступени и длины. Поэтому при одинаковом числе ступеней и одинаковых повышения полного давления  $\Pi_K$  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 возможно более удобное расположение агрегатов у выходного сечения компрессора, что дает некоторое уменьшение поперечных размеров двигателя. Компрессор, выполненный по схеме б, занимает по массе промежуточное между компрессорами, выполненными по схеме а и в. Компрессор, выполненный по схеме г, имеет также некоторый выигрыш в массе, по 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 этого, на радиальный зазор влияет и место расположения упорного подшипника.

По конструкции ротора т (см.рис.3.05,в кн [4] стр.71) осевые компрессоры подразделяются, с роторами дискового типа, (рис.3.05,б), барабанного типа (рис.3.05,а),смешанного типа (рис.3.05,в), достоинство которых показано далее.

Ключевые слова: Степень повышения – это отношение давления воздуха за компрессором к давлению перед компрессором; Производительность – это секундный расход воздуха; Проточная часть – это канал по которому проходит сжатый воздух.

### *Контрольные вопросы*

1. В ГТД какие компрессоры получили широкое применение;
2. Различные схемы осевых компрессоров.
3. Анализ проточной части осевых компрессоров.
4. Число ступеней осевых компрессоров
5. Конструкция роторов и их сравнительная оценка

Литература: ( кн. [4] стр. 69 - 74).

### **Лекция 7 (2 часа)**

Тема: Основные агрегаты осевого компрессора. Ротор.  
(типы роторов и конструкции крепления).

План лекции:

1. Основные агрегаты осевого компрессора.
2. Типы роторов
3. Конструкция крепления роторов.

Как выше сказано по конструктивному выполнению ротор осевого компрессора могут быть барабанного, дискового и смешанного типа.

Ротор барабанного типа показан на рис. 3.05 а см. кн. [4] стр. 71.). В роторе этого типа несколько рядов лопаток закреплены на цилиндрическом и коническом барабане, представляющим собой поковку из алюминиевого сплава или стали, механически обработанную со всех сторон. Две стальные крышки закрывают барабан с торцов имеют запоры, 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 называемая 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 (см. рис. 3.05,б) имеет соединение 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/сек. Поэтому ступени компрессора с дисковыми роторами являются высоконапорными и применяются 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. (см. рис. 3.05,в)

Ротор смешанного типа, 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. Поэтому роторы по конструкции смешанного типа получил большое распространение.

Конструктивное соединение секций в роторах смешанного типа отличается большим разнообразием.

Например ( а рис. 3.10. см. кн. [4] стр.7.6.) 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, превосходящий примерно на  $50^{\circ}\text{C}$  температуру, которую они будут иметь в полете, чтобы натяг в сочленение не уменьшался до нуля. Чтобы зазор не уменьшался до нуля при  $M \approx 20,5$  диски первых ступеней при сборке нагревают до  $180 \dots 200^{\circ}\text{C}$ , а диск последней ступени нагревают до  $250^{\circ}\text{C}$ . В каждой паре сочленяющихся дисков сверлят и развертывают в пазах для лопаток глухие отверстия под запрессовку штифтов. 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 устанавливаются оди-

наковое давление и устраняются осевые нагрузки на диски. Для устранения протекания воздуха через радиальные зазоры между роторами и спрямляющим аппаратом за каждой ступенью располагаются лабиринтное уплотнение. Гребешки уплотнения выточены на цилиндрических участках секций.

В книге Г.С. Скубачевского «Авиационные газотурбинные двигатели» на рисунках 3.11 (стр.78), 3.15 (стр.83), 3.16 (стр. 83), 3.17 (стр. 83...), 3.13. (стр. 82...), показаны и описаны различные конструкции роторов ГТД и ТВД.

На рис. 3.18. (кн. [4] стр.84...) показана схема ротора барабанного типа, выполненного из титана, имеющего внутри барабана против каждого ряда лопаток кольцевого ребро, упрочняющие стенки. Подобный ротор применяют на вертолетных двигателях, где диаметральные 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.

Ключевые слова: Ротор барабанный – где устанавливается несколько рядов лопаток закреплены на барабане; Дисковый – имеет соединение с валом компрессора специально профилированные диски, на периферии которых прикреплены рабочие лопатки; Кольцевое ребро – который упрочняет стенки. Критическое вращение – называется частота вращения, при которой возникает вибрации двигателя.

### *Контрольные вопросы*

1. Расскажите об основных агрегатах компрессора.
2. Анализ конструктивных схем роторов и их оценка.
3. Что, такое критическая частота вращения.
4. Что, такое крутящий момент.
5. Материалы применяемые для изготовления роторов.

Литература: (кн. [4], стр. 75-89.).

## **Лекция 8 (2 часа)**

Тема: Основные агрегаты осевых компрессоров. Корпус компрессора. Схемы, конструкция, вопросы технологии изготовления и прочности.

План лекции:

1. Основные агрегаты осевых компрессоров
2. Корпус компрессора, схема и конструкция
3. Технология изготовления и прочность конструкций

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 выполнить сборку компрессора с окончательно собранным и сбалансированным ротором. Ротор укладывают в одну часть корпуса, где предварительно устанавливают спрямляющие лопатки, закрывают второй частью корпуса и обе части стягивают болтами.

В неразъемный корпус ( 3.30,а,в кн. [4] стр. 91.) ротор вместе с направляющими лопатками вводится в торца. Корпус с разъемами, перпендикулярными оси ротора, показан на рис. 3.30,б. Корпус с разъемом, расположенным по оси ротора, показан на рис. 3.30,в.

В некоторых случаях делают технологические разъемы (см. рис. 3.30,г). Иногда технологический разъем необходим для того, чтобы изготовить отливку из алюминиевого сплава меньшего размера или применить для корпуса разные материалы, например для первых ступеней алюминиевый сплав, а для последних ступеней сталь.

Фланцы, служащие для соединения частей корпуса между собой, увеличивают жесткость уменьшают работу корпуса на изгиб. Однако неравномерная жесткость разъемного корпуса по окружности приводит 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 не обходимо делать оребрение, добиваясь примерно одинаковой жесткости по окружности и тем самым равномерного теплового расширения.

Корпуса компрессора отливают из алюминиевых сплавов или сваривают из листовой стали и титанового сплава.

Необходимая прочность обеспечивается правильно выбранной толщиной стенок корпуса и введением наружных ребер.

Фланцы и ребра в отливке должны быть соединены со стенками корпуса галтелями для устранения местных напряжений и рыхло при литье.

Толщина стенок влияет на предел прочности (временное сопротивление) литья.

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

При неразъемном корпусе встречаются два способа балансировки и сборки. Ротор может быть, собран вместе со спрямляющими лопатками, сбалансирован на балансировочном станке и в таком виде передан на сборку компрессора. Конструкция ротора должен 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 том месте, куда вытекает охлаждающий воздух. Этот отбор не должен нарушать течения потока воздуха в проточной части компрессора, расположенный непосредственно перед местом отбора воздуха и за ним. Невыполнение этого требования может привести и интенсивным колебанием рабочих лопаток и к их поломке.

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

Ключевые слова и выражения: Корпус – представляет собой полный цилиндр или усеченный конус, к корпусу крепят корпуса переднего и заднего подшипников; Фланец – служит

для соединения частей корпуса; Прочность – правильно выбранная толщина стенок корпуса и вывод наружных ребер; Ребра – обеспечивает жесткость корпусу компрессора.

Контрольные вопросы:

1. Расскажите основные агрегаты осевого компрессора
2. Корпус компрессора и обеспечение прочности.
3. Материалы корпуса.
4. Технология изготовления корпуса компрессора.

Литература: (кн. [4] стр. 90-95.).

## **Лекция 9 (2 часа)**

### Тема: Рабочие лопатки осевых компрессоров.

План лекции:

1. Рабочие лопатки осевых компрессоров
2. Направляющие 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 лопатки должны быть выполнены с высокой степенью точности, чтобы получить одинаковые скорости течения воздуха и одинаковые его давления температуры в каждом лопаточном канале. Различные режимы течения в 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 трение 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 является 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 бандаж 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 лопатки должна быть удобна в производстве.

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

Рассмотрим несколько конструкций замков лопаток.

Большое распространение получило крепление лопаток с помощью трапециевидного паза («ласточкиного хвоста»), изображенного на (рис.3.24,в кн.[4]стр.88).Ножки лопатки вставляют в пазы диска, изготовленные протяжкой, с зазором 0,01...0,03 мм (при длине замка, меньший или равный 80 мм) и с зазором 0,01...0,04 мм (при длине замка, большей 80 мм).

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, обеспечивающий 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.3.24,г) показана фиксации лопатки резьбовой шпилькой, отверстие для которой и резьбу в нем выполняют после установки лопатки.

На (рис.3.29,в кн [4],стр 90) показано шарнирное крепление лопаток, которое применяют на некоторых ступенях осевых компрессоров как средство устранения или снижения вибрационных напряжений. Шарнирное крепление позволяет 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 можно применять лишь при умеренных окружных скоростях на периферии лопаток ( $u < 320 \text{ м/с}$ ).

*Направляющие лопатки компрессора.*

*Направляющие аппараты компрессора предназначены для преобразования соответствующей части кинетической энергии воздуха, сообщаемой ему рабочими лопатками ротора компрессора, в энергию давления, 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 [3].

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 применяется 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.3.39, в кн[4].стр.96) показано разъемное двухстороннее крепление направляющих лопаток из алюминиевого сплава. Каждая лопатка имеет две запоры. Верхнюю запору крепят непосредственно к корпусу и затягивают гайкой, а нижнюю закрепляют в отверстиях разъемного кольца, стянутого шпильками.

На рис.3.41(в кн.[4].стр.96) показан направляющий аппарат компрессора с двухсторонним креплением лопаток. Лопатки приварены к наружному кольцу 2 и свободно вставлены в прорезы с учетом их температурного удлинения. Корпус компрессора, а следовательно, и направляющий аппарат имеют диаметральный разъемы.

Ключевые слова и выражения: Лопатка – обеспечивает вместе с диском сжатия воздуха в компрессоре. Лопатки должны быть выполнены с высокой степенью точности.

Профилирование – рабочие лопатки компрессоров профилируют исходя из аэродинамических законов; Направляющие аппараты – предназначены для преобразования соответствующие части кинетической энергии воздуха в энергию давления; Запор – элемент лопатки который крепится непосредственно к корпусу.

Контрольные вопросы:

1. Расскажите о конструкции лопаток.
2. Принцип назначения направляющей лопатки.
3. Крепление лопаток при помощи замков.
4. Влияние направляющего аппарата на КПД компрессора.

Литература (кн. [4]. стр. 81-90, 95-97)

## Лекция 10 (2 часа)

### Тема: Центробежные компрессоры. Классификация центробежных компрессоров.

План лекции:

1. Центробежные компрессоры, назначение.
2. Принцип работы центробежных компрессоров.
3. Классификация.

Центробежные компрессоры различаются по следующим признакам;

1) по конструкции входа - компрессоры с односторонним входом и односторонним колесом, применяемые при малых секундных расхода воздуха, и компрессоры с двухсторонним входом и двухсторонним колесом, применяемые при расходах воздуха (см.рис.4.01, в кн [4],стр.115).

2) по конструкции лопаток колеса (рис.4.02,стр.116) - компрессоры с радиальными лопатками и с лопатками, расположенными под углом к радиусу, против вращения, позволяющими повысить напорность компрессора без увеличения окружной скорости и диаметральных размеров (так называемые активные лопатки);

3) по типу колеса - компрессоры с открытым, полуоткрытым и закрытым колесом;

4) 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.4.03 (в кн.[4]стр..116) показаны три возможные схемы устройства двухступенчатых компрессоров;

5) по типу диффузора - компрессоры с безлопаточным диффузором.

#### *Конструкция элементов центробежного компрессора.*

В центробежных компрессорах открытые колеса (см.рис.4.02,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 направлении воздуха с осевого на радиальное, большие потери на трение колеса о воздух, а также склонность лопаток к вибрации.

В большинстве современных ГТД применяют полуоткрытые колеса (см.рис.4.02). Лопатки такого колеса выполняют за одно целое со сплошным диском, придающим всей детали прочность и жесткость. Форма канала здесь более благоприятна, в силу чего гидравлические потери и потери на трение колеса о воздух меньше, чем у закрытых колес.

У закрытых колес (см.рис.4.02,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 жаро стойких алюминиевых сплавов штамповкой с последующей механической обработкой и полированием наружных поверхностей. После полирования поверхности колес подвергают анодному ок-

сидированию (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 должны быть высокого класса. Это достигается зачисткой и полированием.

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

Участки вала крепят к колесу с помощью фланцев и шпилек. Крутящий момент от вала к колесу передается силой трения, возникающей на поверхности соприкосновения фланца вала с колесом. Крепежные шпильки ввернуты с малым натягом и удерживаются от проворачивания упором их торцов в дно резьбовых отверстий. При этой конструкции допустимы несколько большие окружные скорости, чем при других, так как колесо меньше ослаблено в ступице натягом от тугой резьбы шпильки.

На рис.4.04,б (см. кн.[4],стр.116) показано соединение, в котором крутящий момент от вала к колесу передается посредством шпилек. При этом соединенное колесо ослабляется меньше, чем у шлицов.

Ключевые слова и выражения: Двухступенчатый – центробежный компрессор которые имеют две ступни с общим корпусом; Ступица – это рабочее колеса, с направляющим аппаратом; Шероховатость – обработка поверхностей межлопаточных каналов; Шлиц – способ соединения.

Контрольные вопросы:

1. принцип работы центробежного компрессора.
2. Какие типы колес существуют в центробежных компрессорах.
3. КПД центробежных компрессоров.
4. Обработка поверхностей межлопаточных каналов.

Литература (кн. [4] стр. 114-116)

## Тема: Газовые турбины ГТД

План лекции:

1. Общие сведения о газовых турбинах
2. Классификация
3. Конструкция элементов газовых турбин.

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.

### **Классификация**

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

В ТРД двух вальные турбины применяют при двух роторных осевых компрессорах. В ТВД двух вальные 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 центростремительными.

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 охлаждается 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 ее 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;
  - б) турбины с расположением дисков между опорами.

### Конструкция элементов газовых турбин

#### *Ротор турбин*

Ротор турбины состоит из вала и дисков с рабочими лопатками. Опорами вала турбины обычно являются запора 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.

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 (см.рис. 5.01 в кн.[4] стр 119).

Сборку разъемного ротора (см.рис. 5.04 в кн. [4], стр 123) с корпусом проводят следующим образом. Вначале собирают ротор, взаимное положение вала и дисков фиксируют метками. Клеймят также шпильки, гайки и стопорящие замки. Затем проводят динамическую балансировку и ротор разбирают. После сборки соплового аппарата первой ступени его размещают так, чтобы ось турбины была в вертикальном положении, устанавливают вал с диском первой ступени, сопловой аппарат и диск второй ступени, затем сопловой аппарат и диск третьей ступени. После этого затягивают гайки.

На рис. 5.05 (см. кн.[4], стр.124) приведено соединение дисков с помощью треугольных торцевых шлицев.

Диски стягиваются гайкой 1, наворачиваемой на вал. Недостатком соединения является уменьшение прочности дисков отверстиями в ступице для стяжного болта 2.

Наиболее выгодным по массе, жесткости, возможности работы при высокой температуре нагрева с сохранением центровки, сравнительной небольшой технологической сложности следует считать штифтовой способ соединения.

Ключевые слова и выражения: Турбина – предназначена для преобразования энергии горячих газов в механическую энергию; Ротор турбины – состоит из вала и диска с рабочими лопатками; Многоступенчатый турбина – состоит из нескольких турбин для повышения эффективности работы.

Контрольные вопросы:

1. Общие сведения и газовых турбинах.
2. Особенности изготовления газовых турбин.
3. Конструктивные особенности и требования.
4. Материалы применяемые к газовым турбинам.

Литература (кн. [4] стр. 118-123)

## Тема: Корпус и рабочие лопатки турбины.

План лекции:

1. Корпус турбины
2. Рабочие лопатки турбины
3. Особенности расчета ротора турбины на прочность.
4. Материалы для деталей газовых турбин.

### 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 700-9000С, 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.5.22 (см.кн.[4], стр 137) 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.

### *Рабочие лопатки.*

Рабочая лопатка турбины имеет перо и замковую часть, иногда на конце лопатки выполняют палку.(рис.5.06, кн.[4] стр.125).

Профилирование рабочих лопаток выполняют в соответствии с теорией газовых турбин. Профили строят для нескольких расчетных сечений, между которыми выполняют плавный переход.[4]

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 (см.гл. VII, [4]).

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, это с помощью “елочным” замком и шпилечное крепление.

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. Достоинствами которого является:

1 - материал корневой части, имеющий клиновидную форму, а также периферийной части диска с уширением к центру диска, нагруженных растягивающими напряжениями от центробежных сил и изгибающими - от газовых и центробежных сил, используется весьма рационально – лопатки и диск при таком замке получают 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 само устанавливается 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.

#### *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 сравнивается с напряжением, имеющимся у построенных двигателей.

В общем случае на ротор действует 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...0.5 Н•см;*

4. Гироскопический момент  $M_g$ , возникающий при эволюциях самолета, изгибающий ротор турбины и определяемый по формуле

$$M_g = j \omega \dot{\psi} \sin \beta$$

где  $j$  - массовой момент инерции ротора относительно оси вращения;  $\omega$  - угловая скорость вращения ротора;  $\dot{\psi}$  - угловая скорость вращения летательного аппарата;  $\beta$  - угол между осями, вокруг которых происходит вращение с угловыми скоростями  $\omega$  и  $\dot{\psi}$ . При расчете обычно берут максимум гироскопического момента, принимая  $\beta = 90^\circ$

5. Осевое усилие  $P_o$ , 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, суммируются (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.

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

#### *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  $750 \dots 8800$  С. Поэтому лопатки изготавливают из высококачественных жаропрочных сплавов на никелевой основе: ХН77ТЮР, ХН70ВМТЮ, ХН70МВТЮБ, ХН62МВКЮ, ЖС6-К, ЖС6-КП, ХН55ВМТФКЮ.

Механические качества этих сплавов в зависимости от температуры приведены на рис.3.54 (см.рис.5.56, [4], стр.163)

##### Диски турбины.

Диски турбины выполняют из хромоникельмарганцовистой 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 табл.

*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.

Ключевые слова и выражения: Корпус турбины – является наружной стенкой проточной части и входит в общую силовую схему двигателя; Разъем – обычно расположено перпендикулярно оси и определяется конструкцией турбины; Шпилька – при помощи его производят крепление лопаток замком;

Контрольные вопросы:

1. Расскажите назначение корпуса турбины.
2. Особенности рабочих лопаток газовой турбины
3. Ротор турбины и расчет на прочность
4. Материалы применяемые к изготовлению элементов газовой турбины.

Литература (кн. [4] стр. 135-167)

### Лекция 13 (2 часа)

Тема: Камеры сгорания. Основные параметры и требования камерам сгорания..

План лекции:

1. общие понятия.
2. Основные параметры и требования  
Максимально возможная полнота сгорания
3. Легкий и безопасный запуск.

4. Минимальные потери и габаритные размеры
5. Распределения поля температур на выходе.

*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.

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

#### **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 нижней 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

$$\xi_{к.с.} = 0,85 \div 0,95.$$

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 (топливо-воздушной смеси), а также от соотношения расходов воздуха и топлива, т.е. от состава топливо-воздушной 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.

### **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.

### **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:

$$\sigma_{ф.к.}^* = 0,88 \div 0,95$$

### **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.

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

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

$H_u$  - низшая теплотворность топлива

$V_{к.с.}$  - рабочий объем камеры сгорания в м<sup>3</sup>

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

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

Теплонапряженность камер сгорания современных ГТД достигает 40- 50 ккал/м<sup>3</sup> 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.

### **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 периферийные элементы лопаток, имеющие наименьшие толщины, и поэтому легче поддающиеся обгоранию, должны омываться потоком газа более низкой температуры.

Ключевые слова и выражения: Камера сгорания – служит для подвода тепла к рабочему телу, а также является элементом двигателя и в значительной степени определяет эксплуатационную надежность двигателя. Полнота сгорания – оценивается коэффициентом полноты сгорания который определяется отношением действительно выделившегося количества тепла при сгорании 1 кг топлива.

Контрольные вопросы:

1. Принцип работы камеры сгорания.
2. Основные параметры
3. Основные требования
4. Что, означает полнота сгорания.
5. Легкий запуск
6. Минимальные потери и габаритные размеры.

Литература (кн. [4] стр. 387-425)

## **Лекция 14 (2 часа)**

*Тема: Устройство и принцип действия камер сгорания. Типы камер сгорания.*

План лекции:

1. Камеры сгорания и принцип их работы.
2. Рабочий процесс в камере сгорания
3. Стабилизация фронта пламени в зоне горения
4. 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.

Ее главными элементами являются:

- а) диффузор;
- б) внутренняя жаровая труба;
- в) наружный кожух (корпус);
- г) фронтное устройство, состоящее из центробежной топливной форсунки, лопаточного завихрителя и стабилизатора;
- д) система перфорации ( для обеспечения смешения воздуха и продуктов сгорания).

### **Рабочий процесс в камере сгорания.**

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

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

### **Распыливание топлива и образование топливо – воздушной смеси.**

Распыливание топлива производится центробежными форсунками под высоким давлением (  $\Delta p_T = 60 \div 80 \text{ ат}$  ). Угол конуса распыла доходит до  $110 \div 130^\circ$ . 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 фронтного устройства, распадается и дробится на мельчайшие капли различного диаметра. Исследования показывают, что из  $1 \text{ см}^3$  топлива образуется до 10 миллионов капель с диаметром от 10 до 200 мк.

Для каждой форсунки подбирается наиболее выгодный 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).

### **Разделение потока воздуха на первичный и вторичный.**

В диффузоре поток воздуха распределяется на две части. Меньшая его часть ( примерно  $20 \div 50$  %) проходит внутрь жаровой трубы через лопаточный завихритель фронтного 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. 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 топливо- воздушной смеси, для обеспечения ее полного сгорания и предотвращения диссоциации при высокой температуре потребное количество воздуха возрастает (см.рис.6.4 в кн.[5] стр.105) В зоне горения наиболее выгодная концентрация топлива характеризуется значением коэффициента избытка воздуха  $\alpha_1 = 1,1 \div 2,0$ .

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 ( $800 \div 1000^0 \text{ C}$ ). Поэтому приходится сначала организовать сгорания топлива при высокой температуре ( $1600 \div 1900^0 \text{ C}$ ), а затем осуществлять разбавление продуктов сгорания холодным воздухом.

### **Стабилизация фронта пламени в зоне горения.**

Стремление форсировать камеру сгорания, обеспечив высокие значения ее теплонапряженности, обуславливает применение высоких скоростей течения воздуха (газа), больших, чем нормальная скорость распространения пламени. Из курса физики горения известно, что в этом случае (когда  $c_2 > V_{норм}$ ) 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 плохообтекаемые 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.

### **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, плохообтекаемых 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.

### **Газодинамическая структура потоков в камере сгорания**

На рис.6.5 (см.кн.[5], стр.107) 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. 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 значения  $\alpha_{\Sigma} = 3,5 \div 5,5$ .

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.

### **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.

Ключевые слова и выражения: Форсунка – элемент камеры сгорания, при помощи которой распыляется топливо; ЗОТ – зона обратных токов; Завихритесь – элемент камеры сгорания и служить для завихрения потока воздуха. Трубчатые – такие камеры сгорания применяются на двигателях с центробежным компрессором.

Контрольные вопросы:

1. Конструкция камер сгорания
2. Рабочий процесс в камера сгорания
3. Типы камер сгорания
4. Материалы и технология изготовления

Литература (кн. [5] стр. 102-108)

## Лекция 15 (2 часа)

Тема: Факторы, влияющие на полноту сгорания и устойчивость горения топлива

План лекции:

1. Факторы, влияющие на полноту сгорания
2. Влияние коэффициента избытка воздуха
3. 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  $\beta$ , 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.

Влияние коэффициента избытка воздуха  $\beta$ .

На рис. 6.10 показано влияние коэффициента избытка воздуха камеры сгорания  $\alpha$  на  $\xi_{к.с.}$ . Максимальная полнота сгорания соответствует величине суммарного коэффициента  $\alpha_{\Sigma} = 3 \div 5$ , т.е. примерно стехиометрическому составу топливо-воздушной 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  $\alpha_1$  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 топливо-воздушной 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 топливо-воздушная смесь может «проскочить» через зону обратных токов, не воспламенившись – наступает срыв пламени богатой смеси.

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).

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.

Влияние высоты полета.

С увеличением высоты полета (рис.6.14 в кн.[5], стр 117) падают давление и температура воздуха на входе в камеру сгорания. 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 б .

Ключевые слова и выражения: Коэффициент полноты сгорания – учитывает химическую неполноту сгорания; Обеднение смеси – пламя уменьшается по объему, сказывается недостаток топлива.

Контрольные вопросы:

1. Влияние коэффициента избытка воздуха
2. Полнота сгорания
3. Влияние давления воздуха
4. Влияние температуры воздуха
5. Влияние высоты полета.

Литература (кн. [5] стр. 115-118)

## Лекция 16 (4часа)

### Тема: Выхлопные устройства Предъявляемые требования. Классификация

План лекции:

1. Выхлопное устройство
2. Предъявляемые требования
3. Классификация
4. Реверсирование

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.2.10 в кн.[1], стр.48) 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;

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  $(0,9 - 1,3) D$ .

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  $\alpha = 35 - 50^\circ$ .

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

Элементы конструкции выхлопных систем работают в условиях высоких температур и омываются химически активными газами. Температура выхлопных газов достигает  $700^\circ\text{C}$  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 регулируемыми 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 впрыски 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 за-

крытие 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:

Собственная 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 получим 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 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 (см.рис.10.10. кн [4] стр.436).

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 испарения рапыленного топлива закончился до подхода к задней кромке стабилизатора (см.рис.10.10. г, кн. [4] стр.436).

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  $90^{\circ}$  до  $180^{\circ}$ . 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) изменение 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 (см.рис.10.21, в кн. [4] стр.446) или поворотными лопатками (см.рис.10.22,а,в кн.[4] стр.446) и направляется на решетку, с помощью которой возникает реверсивная тяга;
- 2) аэромеханическим, когда предварительное отклонение потока производится струями воздуха (см.рис.10.22,в), а окончательное - с помощью профилированных колец, охватывающий поток.

Устройство с механическим приводом выполняют обычно в виде двух створок (см.рис.10.21, в кн. [4], стр.446). 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 типов ВС применяют девиацию тяги, т. е. изменение направления тяги путем поворота ее до  $90^{\circ}$  в сторону ВПП. При таком отклонении возникает вертикальная составляющая тяги, уменьшающая посадочную скорость и длину пробега. Девиацию можно получить поворотом реактивного сопла или вспомогательного сопла и заслонок.

### *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 В.С.
- применением двигателей с пониженной скоростью вытекающей струи (ДТРД);
- использованием акустических решеток (барьеров) в воздухозаборниках двигателей или воздушных судов;
- рациональным выбором профиля взлета В.С.

*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.

Ключевые слова и выражения: Выхлоп газов – обеспечивает эффективность преобразования потенциальной энергии в кинетическую энергию; Внутренний конус – служит для предотвращения резкого расширения газа; Стабилизатор – служит для создания передней части форсажной камеры зоны обратных токов.

Контрольные вопросы:

1. Назначение выхлопной системы.
2. Требования предъявляемые к выхлопной системе.
3. Типы выхлопных устройств.
4. Реверс тяги.
5. Форсажная камера.
6. Шумоглушение.

Литература: ( кн.[1], стр.47 – 59 ; кн. [4] стр. 447 – 448 ).

*ЛИТЕРАТУРА:*

1. Домотенко. Н.Т. и др. «Авиационные силовые установки» Изд-во «Транспорт», 1976. 312.
2. Казанджан П.К. и др. «теория авиационных двигателей» Изд-во «Транспорт», 1983 г. 217 с.
3. Павловский Н.И. «Вспомогательные силовые установки» Изд-во «Транспорт», М.1977. 240 с.
4. Скубачевский Г.С. «Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей» Изд-во. Машиностроение. М. 1981 –550 с.
5. Клячкин А.Л. «Теория воздушно- реактивных двигателей». Изд-во Машиностроение. М. 1969- 512 с.