

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

КАФЕДРА "КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ"

**КОНСТРУКЦИЯ
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ
СГОРАНИЯ Р11Ф-300**

САМАРА 1994

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С. П. Королева
*Кафедра "Конструкция и проектирование двигателей
летательных аппаратов"*

КОНСТРУКЦИЯ
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
С ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ
СГОРАНИЯ Р11Ф-300

Методические указания

САМАРА 1994

Составитель Е. А. П а н и н /

УДК 621.452

Конструкция турбореактивного двигателя с форсажной камерой сгорания Р11Ф-300: Метод. указания /Сост. Е. А. Панин; НПЦ «Авиатор». Самара, 1994. 32 с.

Приведены основные сведения о двигателе и его параметрах, дан анализ конструктивной и силовой систем, рассматриваются принципы работы и взаимодействие основных элементов конструкции, излагаются начальные знания об обслуживающих системах и материалах деталей.

Методические указания предназначены для студентов дневного и вечернего обучения специальностей 13.01, 13.02, 13.03, 13.04. Рисунки выполнены на ЭВМ при участии студентов **А. З. Ермошкина** и **А. Б. Прокофьева**.

Рецензент Д. Ф. Н и ч у г и н

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|----|
| 1. Основные сведения о двигателе | 4 |
| 2. Конструктивная и силовая системы | 6 |
| 3. Принцип действия и особенности конструкции основных элементов | 12 |
| 3.1. Входное устройство | 12 |
| 3.2. Компрессор | 13 |
| 3.3. Турбина | 17 |
| 3.4. Основная камера сгорания | 20 |
| 3.5. Форсажная камера сгорания | 23 |
| 3.6. Выходное устройство | 25 |
| 4. Системы, обеспечивающие работу двигателя | 27 |
| 4.1. Система смазки | 27 |
| 4.2. Топливная система | 28 |
| 5. Материалы для деталей двигателя | 29 |
| Контрольные вопросы | 30 |
| Библиографический список | 31 |

Цель работы — дать будущим специалистам возможность самостоятельно изучить материал провести ретроспективный анализ конструктивного совершенства одного из лучших боевых отечественных турбореактивных двигателей второго поколения с форсажной камерой сгорания;

получить сведения о назначении, принципе работы, устройстве и взаимодействии основных элементов конструкции;

приобрести начальные знания о системах, обеспечивающих работу двигателя, и материалах деталей.

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ

Двигатель Р11Ф-300 представляет собой турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ), создан в Московском научно-производственном объединении «СОЮЗ» коллективом под руководством Главного конструктора, академика С. К. Туманского (1901—1973).

Двигатель установлен на боевом высокоманевренном многоцелевом одноместном истребителе с треугольным крылом МИГ-21, разработанным в ОКБ им. А. И. Микояна (рис. 1).

Самолет рассчитан для полета на сверхзвуковых скоростях при числах Маха до 2,1. Это один из лучших самолетов своего времени, выпускался 17 модификациями большими сериями с 1959 г. более 20 лет, был принят на вооружение бывшими странами Варшавского договора, Кубой, Вьетнамом, Индией и др.

МИГ-21 создавался в период разработки и запуска в производство американского самолета «Starfighter» F-104 с двигателями J79 фирмы «General-Electric» тягой 49 кН и французского «Mirage» III с двигателем «Atar» 9С фирмы «SNECMA» тягой 42 кН. Все три

самолета предназначались для решения сходных полетных задач. По результатам сравнения их летно-технических данных и применения в американо-вьетнамской (1965—1972 гг.) и арабо-израильской (1967 г.) войнах было выявлено превосходство МИГ-21 над этими самолетами по тяговооруженности, маневренности и разгонным характеристикам. Эти преимущества в основном связаны с совершенством его двигательной установки.

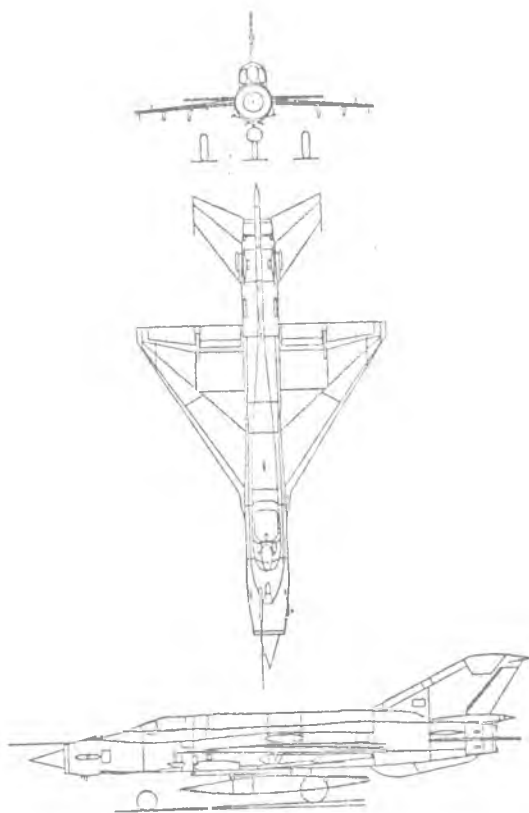


Рис 1

Двигатель Р11Ф-300 является первым отечественным двухвальным ГТД второго поколения, имеет высокие технические характеристики и прогрессивную конструкцию. Его основные данные приведены в таблице.

| Параметры | Размерность | Режим | |
|---------------------------------------|-------------|-------|------|
| | | Взл. | Форс |
| Тяга | кН | 55 | 70 |
| Удельный расход топлива | кг/Н. ч | 0,09 | 0,22 |
| Расход воздуха | кг/с | 0,66 | |
| Удельная масса | кг/Н | 0,020 | |
| Степень повышения полного давления | — | 9 | |
| Температура газа перел турбиной | К | 1225 | |

Последующие поколения ГТД боевого назначения проектировались двухконтурными турбореактивными двигателями с форсажными камерами (ТРДДФ), т. к. эти виды ГТД существенно улучшают основные данные, например, экономичность и удельную массу. В процессе длительной эксплуатации двигатель и его системы подвергались модифицированию. В настоящее время двигатель представляет собой большую историческую ценность, а ретроспективный анализ его конструктивного совершенства позволяет дать критическую оценку эволюции развития боевых двигателей других поколений.

2. КОНСТРУКТИВНАЯ И СИЛОВАЯ СИСТЕМЫ

Конструктивная система двигателя состоит из совокупности последовательно соединенных основных элементов конструкции — входного устройства, газогенератора, форсажной камеры сгорания и выходного устройства. Газогенератор включает в себя двухкаскадный осевой компрессор (низкого и высокого давлений), основную камеру сгорания, две турбины (низкого и высокого давлений), вращающие соответствующие каскады компрессора. Из перечисленных элементов конструкции образуется проточная часть двигателя, т. е. каналы, по которым движутся потоки воздуха и газа, создающие тягу.

При работе двигателя на все элементы конструкции действуют нагрузки в виде сил и моментов, вызывая в материале деталей деформации и напряжения. К этим нагрузкам относят газовые нагрузки, возникающие как результат воздействия газового потока на элементы проточной части, например, тягу; массовые нагрузки, к которым относят силы инерции, вес двигателя и инерционные моменты, возникающие при вращении роторов, при эволюциях самолета, взлете и посадке; температурные нагрузки, возникающие из-за неравномерности температурного поля деталей, различия коэффициентов линейного расширения материалов, при стесненных температурных деформациях; вибрационные нагрузки и силы трения. Все виды нагрузок воспринимаются силовой системой двигателя, которая дает возможность обеспечить ему требуемую прочностную надежность, жесткость и устойчивость.

Силовая система двигателя состоит из совокупности силовых деталей, которые предназначены для восприятия нагрузок и передачи их результирующей на узлы крепления двигателя к самолету. Анализировать конструктивную и силовую системы удобно, объединив их и отобразив в виде конструктивно-силовой схемы.

Конструктивно-силовая схема представляет собой условное графическое изображение двигателя, в котором определены количество, тип, взаимное расположение и виды связей входящих в него основных элементов конструкции и силовых деталей (рис. 2).

Как видно из рисунка, силовая система двигателя состоит из силовой системы двух соосных, механически не связанных роторов и силовой системы неподвижных жестких корпусов. Обе системы соединены между собой подшипниками опор. Один из роторов 9 — низкого давления, другой 8 — высокого давления. Роторы содержат вращающиеся части осевых каскадов компрессоров низкого 2 и высокого 5 давлений и приводящие их в действие турбины 11, 12, а также соединяющие их валы. Конструктивно вал ротора низкого давления располагается внутри вала ротора высокого давления. Такие двигатели получили название двухвальных. По сравнению с одновальными их конструкция сложнее, однако обеспечивает более высокие газодинамическую устойчивость и приемистость на всех эксплуатационных режимах, многочисленных у двигателей боевого применения.

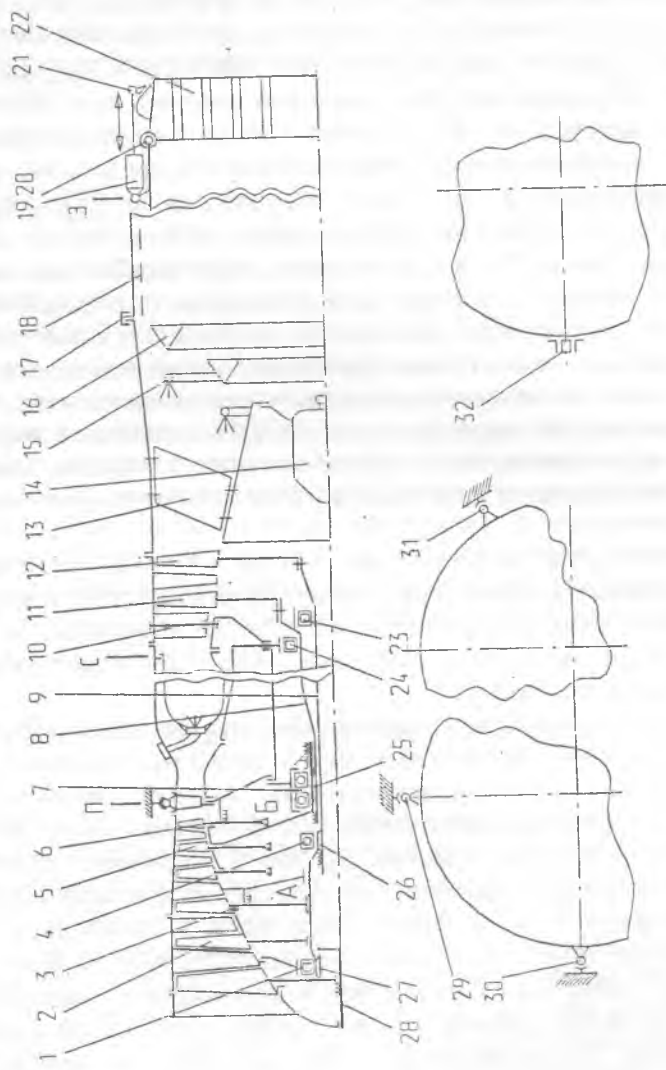


Рис. 2

Ротор низкого давления выполнен по трехопорной схеме с подвижным (шарнирным) шлицевым соединением 26 валов компрессора и турбины. Соединение обеспечивает передачу крутящего момента и осевой силы в условиях некоторой несоосности или перекоса осей роторов и корпусов. Для обеспечения сборки диск первой ступени компрессора связан с ротором неподвижным шлицевым соединением 27 и стяжным болтом 28.

Ротор высокого давления выполнен, как и на большинстве современных ГТД, по двухопорной схеме с жестким неподвижным шлицевым соединением 25 валов компрессора и турбины. Оба ротора статически определимы. (В статически определимых системах число неизвестных усилий равно числу независимых уравнений статики. При этом все элементы системы загружены полностью).

Осевые силы, возникающие на роторах компрессора и турбины, имеют противоположные направления, поэтому соединяющие их валы растягиваются. Передаваемая осевая нагрузка на радиально-упорные подшипники фиксирующих опор — межвальная 4 компрессора и средней 7 двигателя при этом уменьшается. Обе фиксирующие опоры расположены в «холодной» зоне двигателя, примерно в середине длины роторов, что благоприятно сказывается на работе их подшипников и снижает относительные смещения между роторами и корпусом двигателя при изменении температурного режима его работы.

Межвальная фиксирующая опора компрессора воспринимает радиальные и осевые нагрузки ротора низкого давления и передает их на ротор высокого давления, содержит шариковый радиально-упорный подшипник.

Средняя фиксирующая опора двигателя осуществляет осевую фиксацию обоих роторов — воспринимает суммарные радиальные и осевые нагрузки роторов низкого и высокого давлений и передает их на силовые корпуса двигателя, содержит блок из двух шариковых радиально-упорных подшипников.

Передняя 1 и задняя 24 опоры двигателя, а также межвальная 23 опора турбины воспринимают только радиальные нагрузки, допускают осевые смещения при температурных деформациях и воздействии осевых сил, поэтому в них установлены роликовые радиальные подшипники.

Силовая система корпусов выполнена по двухконтурной замкнутой схеме. Это означает, что силовая связь между корпусами

компрессора и турбины осуществляется по наружному и внутреннему корпусам основной камеры сгорания. В радиальном направлении корпуса связаны между собой в передней части — лопатками направляющего аппарата, в задней — радиальными стержнями 10, проходящими внутри пустотелых лопаток соплового аппарата. Стержни охлаждаются холодным воздухом и сохраняют свою прочность. Лопатки соплового аппарата, ввиду их высокой температуры и поэтому больших температурных деформаций, не включаются в силовую систему корпусов, закреплены только в наружном корпусе турбины. Силовая система корпусов этого типа отличается от других вариантов таких систем высокой жесткостью и малой массой, часто используется и в последующих поколениях двигателей.

Как видно из конструктивно-силовой схемы, за газогенератором расположены другие основные элементы конструкции двигателя:

— форсажная камера 13 с пусковым воспламенителем 14, топливными коллекторами 15 с форсунками и стабилизаторами пламени 16.

— выходное устройство 18 с регулируемым реактивным соплом 22, содержащим гидроцилиндры 19, которые через силовое кольцо 21 поворачивают створки сопла относительно своих шарниров 20.

Система подвески двигателя к самолету осуществляется по всем шести степеням свободы, статически определима, не включается в силовую систему самолета, обеспечивает свободу температурных деформаций корпуса двигателя в осевом, окружном и радиальном направлениях. Для обеспечения статической определимости системы подвески корпуса форсажной камеры и выходного устройства связаны между собой телескопическим быстроразъемным соединением 17.

Узлы крепления устанавливаются в трех силовых поясах: переднем П — на корпусе компрессора высокого давления, вблизи центра масс двигателя; среднем С — на корпусе турбины; заднем З — на корпусе форсажной камеры. На переднем силовом поясе расположены основные узлы крепления 29, 30, передающие на самолет тягу и часть других сил и моментов. Остальные узлы крепления 31, 32 относятся к дополнительным, передают оставшуюся часть сил и моментов, фиксируют угловое положение двигателя, размещены на среднем и заднем силовых поясах. Эти узлы удалены от переднего силового пояса, чтобы получить при действии моментов возможно меньшие силы.

Осевые газовые силы являются причиной возникновения тяги, и с этой точки зрения полезны. Величины и направления этих сил определяются статическим и динамическим воздействием газового потока на проточную часть основных элементов конструкции двигателя. Силы, возникающие от статического воздействия потока, определяются произведением давления газа на соответствующие площади рассматриваемого участка проточной части. Силы от динамического воздействия потока определяются на основании уравнения Эйлера по изменению количества движения на этом участке. По направлению они либо совпадают с тягой (входное устройство, компрессор, основная и форсажная камеры сгорания), либо противоположны ей (турбина, реактивное сопло).

Анализ распределения осевых газовых сил внутри силовой системы удобно проводить, представив эти силы в виде диаграммы осевых газовых сил (рис. 3). Из нее видно, что часть сил, действующих на роторы и корпуса двигателя, замыкается и уравнивается внутри силовой системы, другая часть остается неуравновешенной и передается в виде тяги P через основные узлы крепления на самолет. Построение диаграммы осевых газовых сил позволяет определить наиболее нагруженные силовые детали, оценить их запасы прочности и при проектировании обеспечить прочностную надежность двигателя.

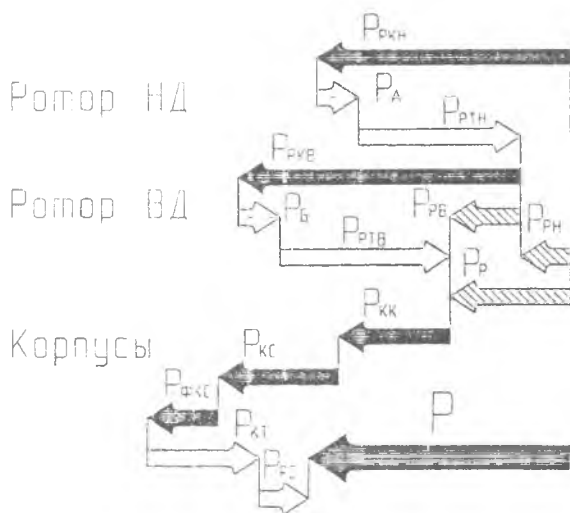


Рис. 3

Покажем один из способов разгрузки фиксирующей средней опоры двигателя от действия осевых сил. Найдем с помощью диаграммы суммарную осевую силу P_r роторов низкого и высокого давлений, воспринимаемую средней фиксирующей опорой 25. Эта сила, согласно диаграмме, определяется из соотношения

$$P_r = P_{рн} + P_{рв},$$

где $P_{рн}$, $P_{рв}$ — осевые силы роторов низкого и высокого давлений. Ввиду того, что величина этой силы оказалась очень высокой, то для ее снижения введены две разгрузочные полости А и Б с пониженным давлением, отделенные от проточной части лабиринтными уплотнениями 3, 6. В результате осевые силы $P_{рн}$, $P_{рв}$ обоих роторов уменьшаются на величины разгрузочных сил P_a и P_b :

$$P_{рн} = P_{ркн} - P_{рtn} - P_a,$$

$$P_{рв} = P_{ркв} - P_{рtv} - P_b,$$

где $P_{ркн}$, $P_{ркв}$, $P_{рtn}$, $P_{рtv}$ — осевые силы роторов компрессоров (рк) и роторов турбин (рт) низкого (н) и высокого (в) давлений. На диаграмме также показаны условные обозначения других сил, приложенных к корпусам компрессора $P_{кк}$, турбины $P_{кт}$, основной $P_{кс}$ и форсажной $P_{фкс}$ камер сгорания, реактивному соплу $P_{рс}$. Для повышения работоспособности средней фиксирующей опоры она конструктивно выполнена в виде блока, содержащего два радиально-упорных шариковых подшипника. На одном из рабочих режимов величина осевой силы на эту опору достигает значения 30 кН, что удовлетворяет нормам прочности.

3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ (Изучается по плакату и макету)

3.1. ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Основным элементом входного устройства является воздушный компрессор внешнего сжатия сверхзвукового потока, который предназначен для забора атмосферного воздуха и подвода его к

компрессору. В нем происходит процесс сжатия набегающего воздушного потока за счет использования его кинетической энергии. Воздухозаборник является принадлежностью самолета и в настоящих методических указаниях не изучается.

3.2. КОМПРЕССОР

Компрессор представляет собой лопаточную машину, в которой воздуху сообщается энергия, идущая на повышение его полного давления. В двигателе применен двухкаскадный осевой многоступенчатый компрессор, процесс сжатия воздуха в котором происходит последовательно в его ступенях (рис. 4). Ступень осевого компрессора состоит из рабочего колеса и расположенного за ним направляющего аппарата. Вращающееся рабочее колесо имеет венец из лопаток, образующих межлопаточные каналы, при течении в которых скорость потока воздуха в результате передачи ему механической энергии лопатками увеличивается. Образованные неподвижными лопатками направляющего аппарата каналы расширяющиеся, скорость потока воздуха в них уменьшается, а статическое давление по закону Бернулли увеличивается. Таким образом, от ступени к ступени давление и плотность воздуха в компрессоре повышаются, а площади поперечных сечений проточной части уменьшаются.

Каскад низкого давления имеет три сверхзвуковые ступени. В них относительная скорость воздуха на входе в рабочие колеса больше скорости звука по всей высоте лопаток. Использование сверхзвуковых ступеней позволяет увеличить расход воздуха и повысить степень повышения давления в компрессоре.

Каскад высокого давления имеет три дозвуковые ступени.

Каждый каскад состоит из ротора и статора — подвижной и неподвижной частей компрессора. Применение двухкаскадного компрессора обеспечивает необходимую газодинамическую устойчивость и приемистость двигателя на всех режимах работы и не требует специальных средств механизации для регулирования расхода воздуха (поворотных лопаток направляющих аппаратов, устройств перепуска воздуха). Регулирование происходит за счет вращения с разными скоростями роторов низкого и высокого давлений, так называемого скольжения роторов.

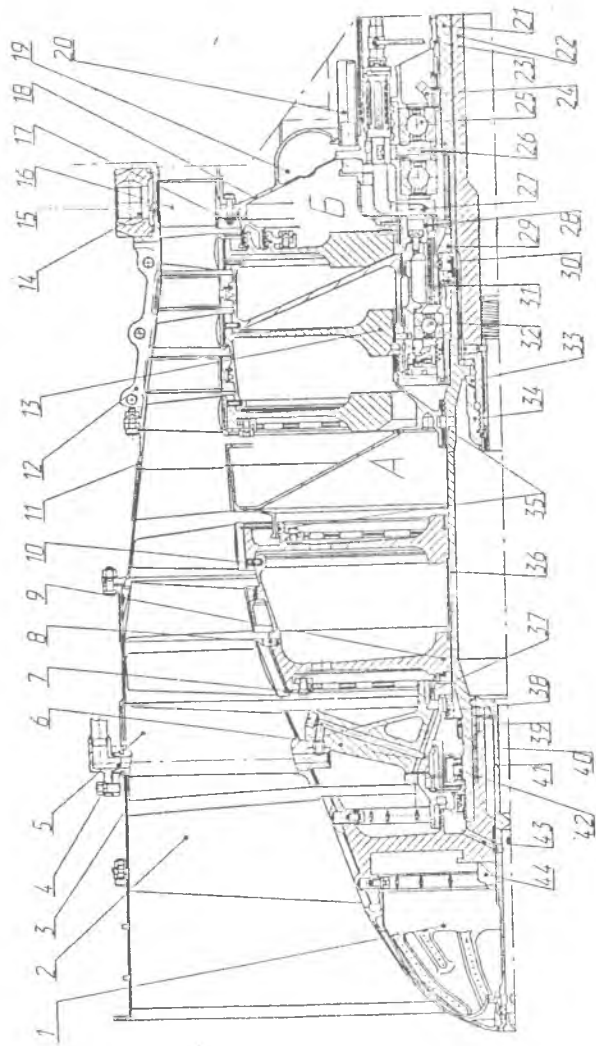


Рис. 4

Роторы 9, 13 компрессора барабанно-дискового типа имеют высокую изгибную жесткость и несущую способность при действии центробежных сил. Соединения дисков между собой передают большие крутящие моменты, осевые и радиальные силы, обеспечивая надежное центрирование и нераскрытие стыков. В двигателе применено соединение по цилиндрическим поверхностям радиальными штифтами 10 (кроме диска первой ступени). Такие соединения обладают высокой прочностью, сохраняют центрирование в условиях эксплуатации, имеют малую массу, но являются неразъемными. В настоящее время не применяются. Диск первой ступени 2 закреплен консольно на валу 36 с помощью шлицевого соединения 40, стяжного болта 41 и гайки 44.

Для крепления рабочих лопаток с дисками используется широко распространенное трапецевидное соединение. (Часто его называют «ласточкин хвост»). На рабочие лопатки действуют инерционные и аэродинамические нагрузки, вызывающие в них напряжения растяжения, изгиба и кручения. Кроме того, они подвержены вибрациям. Температурные напряжения в лопатках незначительны ввиду малых градиентов температур. Под действием составляющих всех нагрузок возникает опасность перемещения лопаток вдоль паза соединения. Поэтому их фиксируют радиальными штифтами 8 и стопорными кольцами 7.

Подвижное (шарнирное) шлицевое соединение валов 22, 36 роторов компрессора и турбины низкого давления имеет сферическую гайку 34 и ответную ей сферическую шайбу 33, обеспечивая нормальную работу соединения при перекосах осей валов.

Неподвижное шлицевое соединение валов роторов компрессора и турбины высокого давления с помощью конусов 23, 29, затянутых гайкой 30, обеспечивает необходимую жесткость этому соединению.

Статор компрессора состоит из переднего 3, среднего 11, заднего 12 жестко соединенных между собой корпусов, направляющих аппаратов, а также передней 6 и средней фиксирующей 18 опор двигателя. Задний корпус имеет продольный разъем для обеспечения сборки компрессора высокого давления.

Направляющие аппараты представляют собой неподвижные лопаточные венцы, установленные между рабочими колесами. Они изменяют величину и направление скорости потока воздуха. Передача нагрузок от подшипников 42, 25 производится через корпуса передней 6 и средней фиксирующей 18 опор с помощью

силовых лопаток направляющих аппаратов первой 5 и шестой (последней) 16 ступеней компрессора. Хвостовики лопаток направляющих аппаратов прикрепляются к корпусам с помощью сварки, кроме лопаток шестой ступени, которые соединены с помощью цапф 15. Пять лопаток направляющего аппарата 5 первой ступени выполнены полыми для обеспечения подвода и отвода масла, наддува лабиринтных уплотнений, подвода воздуха на обогрев обтекателя и суфлирования масляной полости, а также для размещения рессоры привода масляного насоса.

От задевания деталей роторов о детали статора предусматриваются радиальные и осевые зазоры. Для уменьшения радиальных зазоров, а следовательно и перетеканий воздуха из областей повышенного в области пониженного давления, на корпусах над рабочими лопатками нанесено «мягкое» асбографитотальковое срабатываемое покрытие. Для уменьшения перетекания воздуха между ступенями и из разгрузочных полостей А, Б применены бесконтактные лабиринтные уплотнения 17, 35. Их действие основано на многократном дросселировании воздуха, перетекающего через каналы с резко меняющимися проходными сечениями. С увеличением количества гребешков и с уменьшением радиального зазора гидравлическое сопротивление уплотнения возрастает и расход перетекающего воздуха падает.

Смазка и охлаждение подшипников 42, 25 передней и средней фиксирующей опор обеспечиваются на всех режимах работы от маслосистемы двигателя при помощи масляных форсунок 26, установленных неподвижно в корпусах этих опор. Форсунки 31 межвальтной опоры вращающиеся, имеют маслосборную втулку 28, в которую поступает масло из неподвижной форсунки 27 средней фиксирующей опоры. Масло подается к подшипнику 32 под действием центробежных сил. Внутренние масляные полости корпусов передней, межвальтной компрессора и средней фиксирующей опор подшипников изолированы от проточной части системами уплотнений, которые препятствуют проникновению в них нагретых газов и предотвращают утечку масла из опор.

Системы уплотнений состоят из последовательно расположенных кольцевого контактного 38 и лабиринтного 37 уплотнений, промежуточная полость между которыми наддувается воздухом, подаваемым по трубопроводу 4. Кольцевое контактное уплотнение содержит чугунные разрезные кольца, которые вращаются вместе с валом и за счет сил упругости плотно прилегают к

внутренней цилиндрической поверхности уплотняющей втулки. Из-за разности давлений до и после уплотнения кольца плотно прижимаются к торцу канавок, в которых они установлены, обеспечивая герметичность. Отвод масла из соединенных между собой масляных полостей опор — межвальной компрессора и средней фиксирующей, производится через маслосборник и отводящий трубопровод, а из полости передней опоры — через полулопатку направляющего аппарата первой ступени.

Антиобледенительная система обеспечивает обогрев обтекателя *1* и корневой части рабочих лопаток первой ступени горячим воздухом, поступающим из-за компрессора через каналы *43*.

Для привода во вращение агрегатов, обслуживающих системы двигателя и самолета, на валах роторов установлены зубчатые колеса *24*, *39*, передающие часть мощности двигателя этим агрегатам.

На корпусе компрессора размещен передний силовой пояс с основными узлами *14* крепления двигателя к самолету.

3.3. ТУРБИНА

Турбина представляет собой лопаточную машину, в которой потенциальная энергия сжатого и нагретого газа преобразуется в механическую работу на валу турбины. В двигателе применена осевая двухступенчатая турбина, процесс расширения газа происходит последовательно в ее ступенях высокого и низкого давлений, механически связанных с соответствующими компрессорами (рис. 5).

Ступень турбины состоит из неподвижного соплового аппарата и рабочего колеса. Принцип работы турбины обратен принципу работы компрессора. Сопловой аппарат установлен перед рабочим колесом, представляет собой лопаточный венец, предназначенный для разгона и подвода потока газа под определенным углом к рабочим лопаткам. В его сужающихся межлопаточных каналах дозвуковая скорость газа увеличивается, а давление и температура уменьшаются. При обтекании газом лопаток рабочего колеса на вогнутой поверхности (корытце) лопаток возникает повышенное давление, а на выпуклой (спинке) — пониженное. Равнодействующая этих сил создает крутящий момент. Как и в сопловом аппарате, лопатки в рабочем колесе образуют сужающиеся каналы. Поэтому расширение газа происходит и в них, добавляя действие реактивного усилия. Такие турбины получили название реактивных.

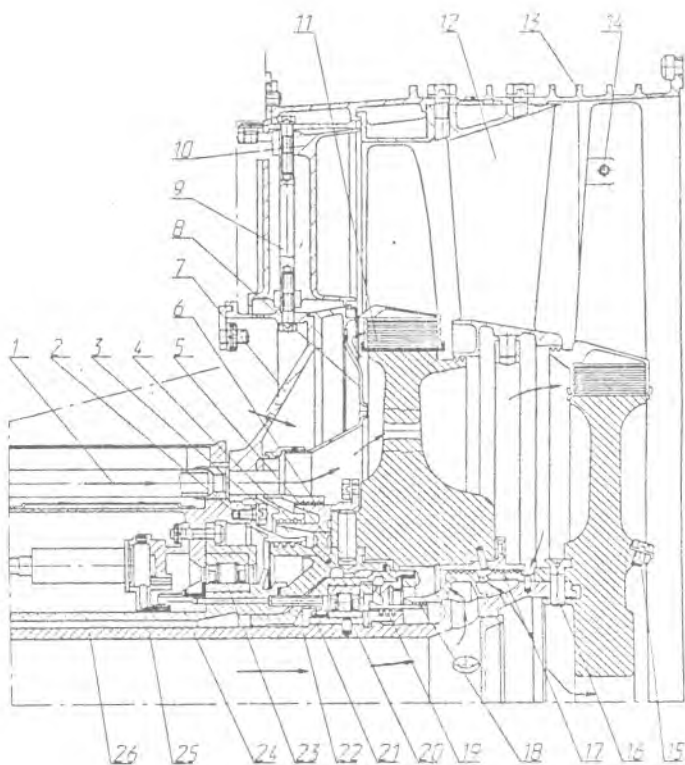


Рис. 5

Роторы турбины содержат по одному диску с рабочими лопатками. Диски соединены с валами 22, 26 при помощи радиальных штифтов 5, 16, способствующих сохранению центрирования при работе в условиях повышенной температуры.

Диски нагружены центробежными силами собственной массы и рабочих лопаток, испытывают значительные термические напряжения вследствие неравномерного распределения температуры по радиусу. Поэтому поперечное сечение диска имеет переменную толщину, которая обеспечивает достаточные запасы прочности на всех его радиусах.

Рабочие лопатки находятся в наиболее тяжелых температурных условиях, в агрессивной среде, работают в поле центробежных сил,

испытывают вибрационные нагрузки. Их конструкция сложная, обусловлена необходимой прочностной надежностью. Каждая лопатка состоит из профильной части (пера) и хвостовика елочного типа. Осевая фиксация лопатки обеспечивается пластинчатым замком 11. Для устранения опасных колебаний лопаток рабочего колеса турбины низкого давления они соединены между собой с помощью так называемого бандажа 14. На этом же колесе установлены балансировочные грузы 15.

Статор турбины состоит из корпуса 13, включенного в силовую систему двигателя, двух сопловых аппаратов 10, 12 и задней опоры 7. Полки лопаток образуют расширяющуюся проточную часть. Наружными полками лопатки закрепляются консольно к корпусу и имеют возможность свободного теплового расширения к оси турбины. Силовая связь задней опоры с корпусом турбины осуществляется посредством радиальных стержней 9, проходящих внутри пустотелых лопаток первой ступени.

Организация подвода и отвода масла от маслосистемы двигателя для охлаждения и смазки подшипников 23, 20 задней опоры и межвальной опоры турбины осуществляется по такой же схеме, как и в компрессоре при помощи форсунок 21, 25. Форсунки 21 межвальной опоры вращающиеся. Масло в них подается через маслосборную втулку 24, в которую оно поступает из неподвижной форсунки 25, установленной на задней опоре. Масло подается к подшипнику 20 под действием центробежных сил. Масляные полости обоих подшипников соединены между собой и изолированы от проточной части системами уплотнений — кольцевыми контактными 2, 19 и лабиринтными 4, 18 уплотнениями. Промежуточные полости этих уплотнений наддуваются воздухом. Отвод масла из масляных полостей производится через маслосборник и отводящий трубопровод.

Система охлаждения турбины воздушная открытая, предназначена для снижения высокой температуры и обеспечения прочностной надежности нагретых силовых деталей турбины. Воздух для охлаждения отбирается от компрессора и после отбора тепла от нагретых деталей поступает в проточную часть или в атмосферу.

Лопатки соплового аппарата первой ступени охлаждаемые, дефлекторные. Отбор тепла от них осуществляется смесительным воздухом основной камеры сгорания, который продувается по каналам между дефлектором и внутренней поверхностью пера

лопатки и выходит через ряд отверстий в ее выходной кромке. Этим же воздухом охлаждаются наружные полки лопаток обоих сопловых аппаратов и элементы корпуса турбины. Этот способ охлаждения называется конвективным.

Диск первой ступени обдувается воздухом из-за компрессора, подводимым по двум трубкам 1, и смесительным воздухом основной камеры сгорания, поступающим через отверстия задней опоры 7. Для повышения эффективности охлаждения воздух поджимается к поверхности диска дефлектором 8. Проходя через отверстия этого диска в междисковую полость турбины, воздух охлаждает оба диска и выходит в проточную часть через зазоры в замках рабочих лопаток, лабиринтные уплотнения 17, отверстия вала и центральное отверстие диска второй ступени. Часть охлаждающего воздуха проникает через лабиринтное уплотнение 6 системы уплотнений задней опоры и отводится по восьми трубкам в разгрузочную полость Б (см. рис. 4) компрессора, а затем в атмосферу. Это предохраняет подшипник задней опоры от перегрева.

Для охлаждения ступицы диска первой ступени и подшипника межвальной опоры полость между ними продувается воздухом, отбираемым за третьей ступенью компрессора. Этот воздух входит во внутреннюю полость вала компрессора низкого давления через отверстия в нем, проходит внутри вала турбины низкого давления 22, выходит из него через радиальные отверстия в каналы, образованные внутренней поверхностью ступицы и элементами межвальной опоры. Далее он попадает в промежуточную полость 3 системы уплотнений задней опоры, из которой по четырем трубкам 20 (см. рис. 4) отводится в газосборник 19 и оттуда в атмосферу.

3.4. ОСНОВНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ

Основная камера сгорания трубчато-кольцевая, расположена перед турбиной и представляет собой устройство, в котором в результате сгорания топлива осуществляется повышение температуры поступающего в него воздуха (рис. 6). Отдельные жаровые трубы 6 расположены в общем кольцевом пространстве, образованном наружным 5 силовым и внутренним 10 корпусами. Внутренний корпус 10 формирует проточную часть, а в силовую систему включается другой корпус 9, связывающий среднюю и

заднюю опоры двигателя. Температура газа на выходе из камеры сгорания определяется жаропрочностью материала и эффективностью системы охлаждения турбины, а обеспечивается избытком поступающего в двигатель воздуха.

Избыток воздуха оценивается коэффициентом избытка воздуха, который равен отношению действительного количества воздуха в горючей смеси к теоретически необходимому для ее полного сгорания. В двигателе этот коэффициент достигает величины 3,5. При таком его значении топливо не воспламеняется. Поэтому в камере сгорания рабочий процесс организуется специальным образом. Воздух из компрессора поступает в диффузор (входную часть камеры), где его скорость снижается, а давление увеличивается. Затем он разделяется на три потока: первичный, вторичный и смесительный, которые подаются в соответствующие зоны жаровой трубы.

Первичный поток поступает в начальную зону горения через входную часть жаровой трубы, называемой фронтным устройством. В нем располагаются топливная форсунка 1, лопаточный завихритель 2 и дефлектор 4 с отверстиями. Фронтное устройство формирует поток, обеспечивает процесс смесеобразования с коэффициентом избытка воздуха порядка 0,8 для получения высокой полноты и скорости сгорания. Стабилизация пламени в зоне горения происходит за счет создания области обратных токов лопаточным завихрителем. Воздух, проходя через завихритель, закручивается и образует в центре входной части жаровой трубы область разрежения. В эту область навстречу основному потоку воздуха и распыленного топлива движутся горячие газы из средней части камеры. Происходит интенсивное испарение топлива, образование топливовоздушной смеси, ее воспламенение и стабилизация пламени.

Вторичный поток поступает в жаровую трубу через передние ряды отверстий и предназначен для завершения процесса сгорания, обеспечивая его полноту.

Смесительный поток подводится через задние ряды отверстий в жаровой трубе, не участвует в горении, служит для окончательного формирования равномерного температурного поля газа на входе в турбину.

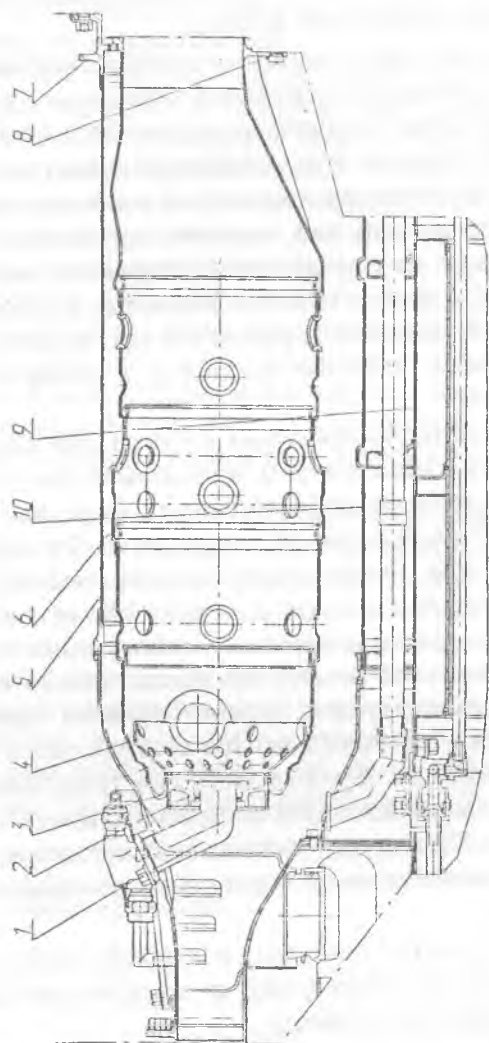


Рис. 6

Крепление жаровой трубы осуществляется в двух сечениях, обеспечивая возможность ее теплового расширения в осевом и радиальном направлениях. В передней части она закреплена шарнирно к топливной форсунке через сферическое кольцо 3, вставленное внутри завихрителя, одновременно давая возможность ее осевого смещения. В задней части она закреплена с помощью фланца 8 к сопловому аппарату (радиальная фиксация) и фланцу 7 наружного корпуса камеры (осевая фиксация).

Охлаждение жаровых труб конвективно-пленочное. Охлаждающий воздух подается внутрь трубы через ряды отверстий, создавая защитную пленку, предохраняющую ее стенку от контакта с горячими газами (пленочное охлаждение). Снаружи поверхность трубы охлаждается за счет конвекции тепла, отбираемого воздухом, протекающим в кольцевом канале (конвективное охлаждение). Для увеличения жаростойкости жаровая труба покрыта специальной эмалью.

Розжиг камеры сгорания осуществляется с помощью двух пусковых воспламенителей, установленных на наружном корпусе камеры. Пусковой воспламенитель представляет собой миниатюрную камеру сгорания, в которой имеются электрическая свеча зажигания, топливная пусковая форсунка и штуцер для подвода кислорода. Кислород подается только при запуске в полете, обеспечивая надежное воспламенение пускового топлива. Для передачи пламени в остальные жаровые трубы и выравнивания в них давления все жаровые трубы соединены между собой патрубками.

3.5. ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ

Форсажная камера сгорания предназначена для кратковременного увеличения тяги двигателя с целью преодоления звукового барьера, полета самолета со сверхзвуковой скоростью, маневрирования. Она расположена за турбиной перед выходным устройством (рис. 7).

Передняя часть форсажной камеры служит для торможения поступающего потока газа, организации устойчивого процесса горения форсажного топлива и называется диффузором. Он образован наружным 1 и внутренним 4 корпусами, соединенными стойками 2. В кольцевом канале диффузора размещено фронтное устройство, состоящее из системы кольцевых и радиальных стабилизаторов пламени 7, топливных коллекторов 5 с форсунками.

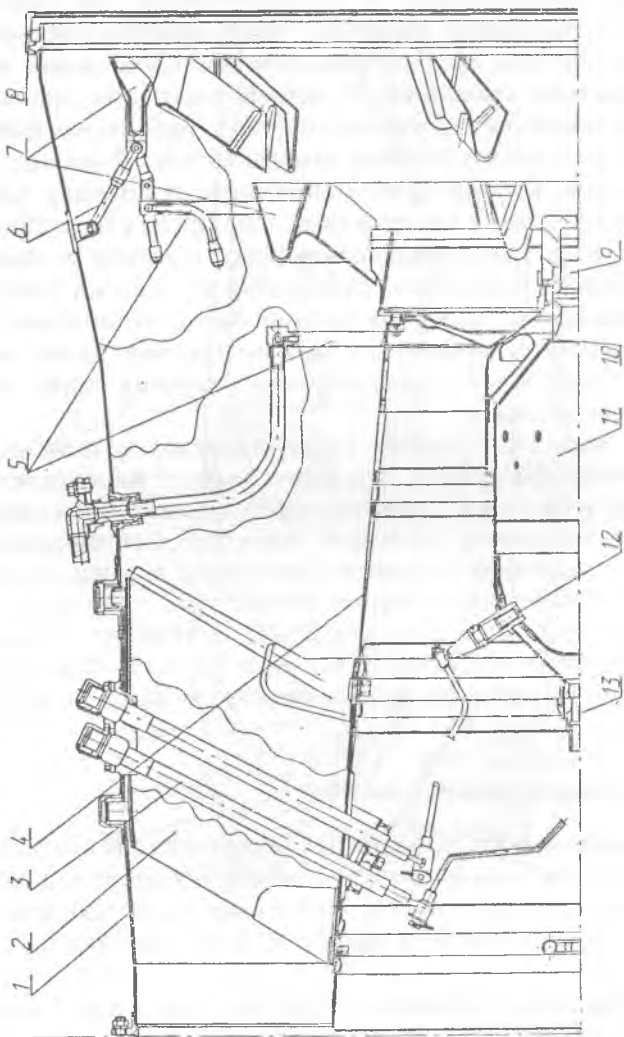


Рис. 7

Стабилизаторы пламени образуют зону обратных токов высокой температуры, которые служат источником непрерывного поджигания топлива, подводимого и распыливаемого с помощью форсунок, и удерживают фронт пламени от сноса. Коэффициент избытка воздуха топливовоздушной смеси близок к единице, находится в пределах воспламенения и устойчивого горения, вследствие этого в форсажной камере поступающий в нее газ не разделяется на потоки, как в основной камере. Равномерное распределение топлива обеспечивается наличием большого количества струйных форсунок.

Все элементы фронтального устройства закреплены таким образом, чтобы обеспечивалась свобода температурных деформаций в осевом, окружном и радиальном направлениях. Это достигается использованием в конструкции шарнирных тяг 6.

Для надежного запуска форсажной камеры в центральной ее части установлен пусковой воспламенитель 11. Он выполнен в виде небольшой камеры сгорания, в которую по центральному трубопроводу 13 подается топливовоздушная смесь, воспламеняемая двумя электрическими свечами 12, ток к которым подводится по шинам 3. Рассекатель пламени 9 делит факел на три части и направляет их к радиальным стабилизаторам, по которым пламя перебрасывается в зоны обратных токов за кольцевыми стабилизаторами. Для улучшения процесса горения и охлаждения выходной части воспламенителя в полость 10 между его двойными стенками подводится по трубопроводу из-за компрессора воздух, который затем через отверстия в стенке поступает внутрь пускового воспламенителя.

Корпус диффузора форсажной камеры связан с выходным устройством телескопическим соединением 8.

3.6. ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Выходное устройство (рис. 8) состоит из жаровой трубы 1, удлинительной трубы 3 и реактивного сопла.

Жаровая труба является элементом форсажной камеры, в ней происходит процесс горения форсажного топлива. Для охлаждения корпуса жаровой трубы в нем установлен теплозащитный гофрированный экран 2. Экран служит одновременно для гашения высокочастотных колебаний давления газа — вибрационного

горения, поэтому он перфорирован и называется также антивибрационным.

Удлинительная труба служит для транспортирования газа, имеет капот 4 для защиты обшивки самолета от перегрева.

Реактивное сопло суживающееся, регулируемое, в его канале происходит ускорение газового потока. Размеры выходного сечения изменяются на форсированном и нефорсированном режимах, чтобы сохранить оптимальный режим работы газогенератора. Конструкция сопла створчатого типа состоит из ряда створок 5, образующих подвижный венец.

Для уменьшения выходного сечения сопла производится поворот створок вокруг своих шарниров путем перемещения силового кольца 6 вдоль оси двигателя в направлении полета с помощью трех гидроцилиндров. Раскрытие створок производится под действием газовых сил, при этом кольцо перемещается в противоположном направлении. Для обеспечения нормальной работы узлов трения в условиях повышенной температуры между кольцом и створками на рабочей поверхности кольца закреплены медные пластины, а поверхности створок хромированы.

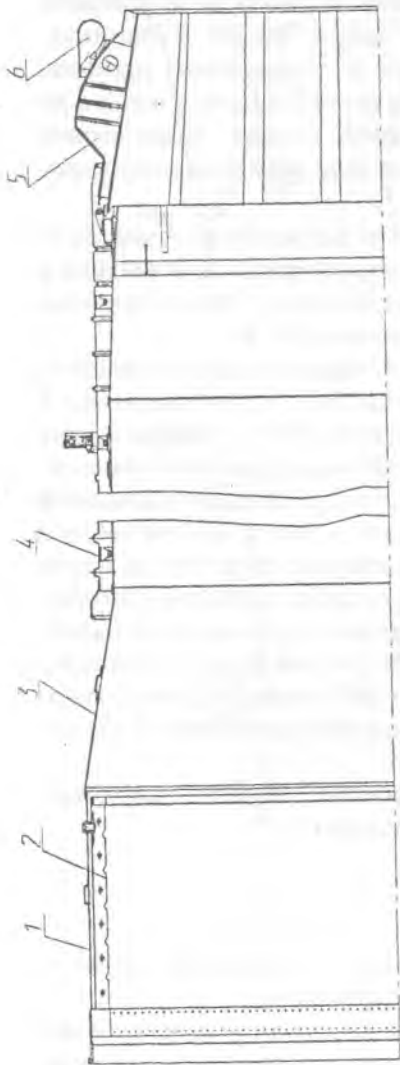


Рис. 8

4. СИСТЕМЫ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ РАБОТУ ДВИГАТЕЛЯ

4.1 СИСТЕМА СМАЗКИ

Система смазки представляет собой совокупность устройств и агрегатов, обеспечивающих подвод необходимого количества масла к узлам трения (подшипникам, подвижным соединениям валов, зубчатым колесам), отвод поданного масла, его охлаждение и очистку, суфлирование масляных полостей, а также использование масла как рабочей жидкости в гидравлических устройствах. Масло уменьшает трение и износ деталей, отводит от них тепло, предохраняет от коррозии, уносит продукты изнашивания с трущихся поверхностей.

В двигателе применена циркуляционная система смазки, в которой масло, отводимое из зоны трения, вновь подается к узлам трения и используется в течение определенного срока службы. Принципиальная гидравлическая схема системы смазки приведена на рис. 9. Она состоит из трех подсистем: нагнетания, откачивания и суфлирования.

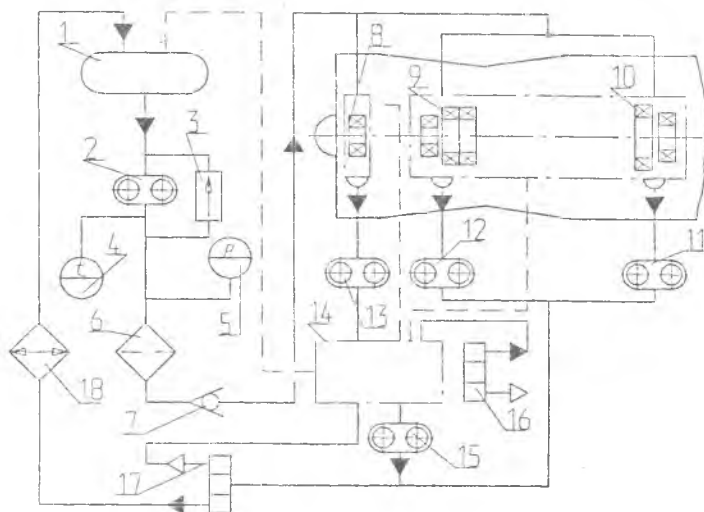


Рис. 9

В подсистеме нагнетания масло из бака 1 подается в нагнетающий насос 2, из которого через фильтр 6 и обратный клапан 7 поступает к подшипникам 8, 9, 10 опор двигателя. Постоянство давления масла в магистрали нагнетания поддерживается редукционным клапаном 3, который перепускает излишки масла на вход в насос. Контроль температуры и давления осуществляется с помощью датчиков 4, 5.

Насыщенное воздухом отработанное масло откачивается насосами 11, 12, 13 подсистемы откачивания из масляных полостей опор двигателя, а из коробки приводов 14 масляных агрегатов — насосом 15. Далее масло, прошедшее через воздухоотделитель 17 и топливомасляный радиатор 18, снижающий его температуру, направляется в бак 1. Воздух, отделенный от масловоздушной смеси воздухоотделителем, поступает в коробку приводов. Воздухоотделитель центробежного типа работает по принципу центрифуги, в нем масло отбрасывается под действием центробежных сил к периферии, а воздух направляется по его центральной оси.

Подсистема суфлирования служит для удаления в атмосферу из масляных полостей двигателя воздуха и газа, прорывающихся через уплотнения опор. Все масляные полости сообщаются между собой. На рисунке линии связи масляных полостей изображены пунктирными линиями. Посредством центробежного суфлера 16 воздух выводится в атмосферу, а масло возвращается в маслосистему.

Для удобства обслуживания, конструктивности и снижения массы системы смазки часть ее устройств объединяется в агрегаты, например бак и топливомасляный радиатор объединены в топливомасляный агрегат, а нагнетающие и откачивающие насосы, масляный фильтр, редукционный и обратный клапаны — в маслоагрегат.

4.2. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система предназначена для подачи топлива в основную и форсажную камеры сгорания в требуемом количестве во всех условиях полета. Она состоит из пусковой, основной и форсажной систем.

Пусковая топливная система подает топливо к форсункам пусковых воспламенителей.

Основная и форсажная топливные системы обеспечивают подачу топлива к форсункам основной и форсажной

камер сгорания. Их принципиальная гидравлическая схема приведена на рис. 10. Условно топливная система разделяется на самолетную и двигательную. К самолетной системе относятся бак 1, подкачивающий насос 2 с автономным приводом, создающий избыточное давление для повышения высотности системы, расходомер 3 и перекрывающий пожарный кран 4. Основная система двигателя включает в себя подкачивающий насос 5 с приводом от ротора двигателя, топливомасляный радиатор 6, в котором охлаждается масло из системы смазки, и фильтр 7. Насосы высокого давления основной 8 и форсажной 10 систем с агрегатами топливной автоматики обеспечивают подачу и автоматическое регулирование расхода топлива в коллекторы с форсунками 9, 11 в соответствии с режимом работы двигателя.

Топливные форсунки основной системы двухканальные центробежные (рис. 11). Каждая форсунка состоит из двух concentric расположенных камер закручивания 4, 5 с соплами, к которым топливо подается по двум каналам 6, 7 через тангенциальные отверстия 2, 3. Расход топлива при изменении режима работы двигателя регулируется путем включения или выключения канала 7 золотником 8 автоматического распределителя топлива в зависимости от его давления. Такое устройство форсунок обеспечивает качественный распыл топлива как при малых, так и при больших его расходах и допустимых давлениях.

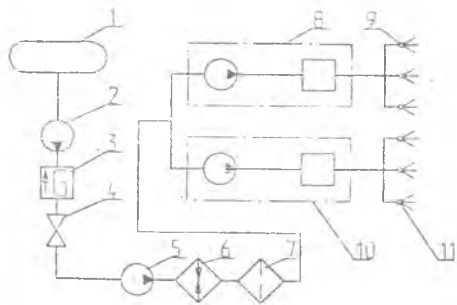


Рис. 10

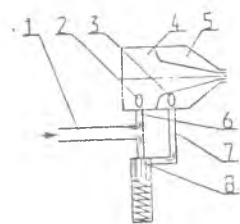


Рис. 11

5. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

Выбор материалов для деталей двигателя определяется их несущей способностью в реальных условиях нагружения с учетом механических, физических и технологических свойств. При изго-

товлении двигателя широко использованы сварка (корпусы),ковка (диски, валы), штамповка (лопатки компрессора), литье (лопатки турбины).

Материалы для деталей компрессора выбраны исходя из их теплового состояния, сопротивления коррозии и эрозии, обеспечения требуемой долговечности.

Хромистая нержавеющая сталь ЭИ-961 (13X12НВМФА) — диски, лопатки и корпусы камеры сгорания.

Хромоникелевая сталь 12X2Н4А — валы роторов.

Хромоникелевая сталь Х17Н2 — силовые корпусы.

Материалы для деталей турбины, камер сгорания и выходного устройства выбраны исходя из их высокой температуры нагрева, стойкости против газовой коррозии и эрозии, сопротивляемости ползучести, термостойкости, жаропрочности, жаростойкости и обеспечения требуемой долговечности.

Жаропрочный деформируемый сплав на никелевой основе ЭИ-437Б (ХН77ТЮР) — диски, лопатки.

Коррозионно-стойкая нержавеющая хромоникелевая сталь Х18Н9Т — корпусы.

Жаропрочный литейный сплав на никелевой основе ЖСЗ — лопатки сопловых аппаратов.

Жаропрочный деформируемый сплав на никелевой основе ВЖ-98 — реактивное сопло.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите основные параметры двигателя и оцените их совершенство.
2. Какие классификационные признаки легли в основу составления конструктивно-силовой системы?
3. Каким образом осуществлена разгрузка средней фиксирующей опоры двигателя от осевых газовых сил?
4. Как двигатель закрепляется на самолете?
5. Объясните принцип работы и устройство газогенератора, форсажной камеры и выходного устройства.
6. Перечислите способы соединения и фиксации силовых деталей роторов (валов, дисков, лопаток) и корпусов.
7. Объясните работу системы воздушного охлаждения турбины.

8. Обоснуйте места постановки, назовите типы и принцип работы воздушных и масляных уплотнений.
9. Какая разница в организации процесса горения основной и форсажной камер сгорания?
10. Какие агрегаты и устройства входят в состав топливной системы?
11. Обоснуйте необходимость системы смазки, какие агрегаты и устройства входят в ее состав?
12. Какие материалы применены для изготовления основных силовых деталей двигателя?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей: Учебник /С. А. Вьюнов, Ю. И. Гусев, А. В. Карнов и др.; Под общ. ред. Д. В. Хронина — М.: Машиностроение, 1989. — 386 с.
2. Основы конструкции и эксплуатации авиационного турбореактивного двигателя: Учебник /Д. П. Васильев, Н. Л. Демин, А. Г. Каримов и др.; Под ред. Ю. П. Тихомирова. — М.: Воениздат, 1972. — 320 с.

**Конструкция турбореактивного двигателя
с форсажной камерой сгорания Р11Ф-300**

Составитель *Панин Евгений Александрович*

Редактор Т. К. К р е т и н и н а
Техн. редактор Н. М. К а л е н ю к
Корректор Т. И. Щ е л о к о в а

Подписано в печать 20.12.94 г. Формат 60x84 1/16. Бумага
офсетная. Печать офсетная. Усл.печ.л. 1,86. Усл.кр.-отт. 1,98.

Уч.-изд.л. 1,9. Тираж 100 экз.

Заказ 5 . Арт. С-6/94.

Научно-производственный центр «Авиатор»
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.

Участок оперативной полиграфии НИИЦ «Авиатор».
443001 Самара, ул. Ульяновская, 18.