

Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация)  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования «Санкт-Петербургский государственный  
университет гражданской авиации»

**С.М. Дорошко, А.С. Глазков**

# ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Учебное пособие



Санкт-Петербург  
2018

Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация)  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования «Санкт-Петербургский государственный  
университет гражданской авиации»

**С.М. Дорошко, А.С. Глазков**

# **ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

## **Учебное пособие**

Допущено Федеральным учебно-методическим объединением в системе  
Высшего образования по укрупненным группам специальностей и направлений  
Подготовки 25.00.00 «Аэронавигация и эксплуатация авиационной и ракетно-  
космической техники» в качестве учебного пособия для студентов  
образовательных организаций высшего образования, обучающихся по  
основным образовательным программам высшего образования – программам  
бакалавриата по направлению подготовки 25.03.01 «Техническая эксплуатация  
летательных аппаратов и двигателей» и программам специалитета  
по специальности 25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация  
воздушного движения»

Санкт-Петербург  
2018

**Дорошко С.М., Глазков А.С. Газотурбинные двигатели гражданской авиации: Уч. пособие/ Университет ГА. – Санкт-Петербург, 2018. - с.**

Данное учебное пособие предназначено для студентов, изучающих конструкцию газотурбинных двигателей (ГТД), применяемых в гражданской авиации. В нем рассматриваются конструктивные особенности основных типов двигателей летательных аппаратов, используемых для коммерческих перевозок. Основное внимание уделено двухконтурным двигателям большой степени двухконтурности. Рассмотрены также типовые конструкции двухконтурных двигателей малой степени двухконтурности, турбовинтовых и турбовальных двигателей. Конструкция турбореактивных двигателей представлена в историческом аспекте. Впервые приведена классификация схемных решений турбовинтовентиляторных ГТД.

Методика применения данного учебного пособия предусматривает ознакомление со схемой конкретного двигателя и основными особенностями его конструкции. В связи с этим изложение материала ограничено анализом конструктивно-силовых схем ГТД и рассмотрением наиболее характерных конструктивных и технологических решений.

Выбор конкретных типов двигателей проведен с учетом степени их распространения и доступности соответствующих информационных материалов.

## СОДЕРЖАНИЕ

	Введение.....	5
1.	Турбореактивные двигатели.....	9
	<i>Rolls-Royce/ SNECMA Olympus</i> .....	14
	<i>Туманский РУ19-300</i> .....	19
2.	Двухконтурные турбореактивные двигатели.....	23
2.1.	ТРДД малой степени двухконтурности.....	25
	<i>Pratt&amp;Whitney JT8D</i> .....	29
	<i>Николай Кузнецов НК-8</i> .....	47
2.2	ТРДД большой степени двухконтурности.....	53
2.2.1.	Двухвальные ТРДД большой степени двухконтурности....	54
	<i>CFM International CFM.56</i> .....	57
	<i>PowerJet SaM146 (СМ 146)</i> .....	80
	<i>International AeroEngines (IAE) V2500</i> .....	85
	<i>Pratt&amp;Whitney PW2000/4000</i> .....	113
2.2.2.	Трехвальные ТРДД большой степени двухконтурности....	126
	<i>Rolls-Royce Trent 900</i> .....	127
	<i>Ивченко-Прогресс Д-36</i> .....	136
2.3.	Редукторные ТРДД.....	142
3.	Турбовинтовые двигатели.....	147
	<i>Александр Ивченко АИ-24</i> .....	151
	<i>Pratt&amp;Whitney Canada PT6A</i> .....	163
	<i>Pratt&amp;Whitney Canada PW100</i> .....	169
4.	Турбовальные двигатели.....	178
	<i>Изотов ТВ2-117</i> .....	181
	<i>Климов ТВ3-117</i> .....	192
	<i>Pratt&amp;Whitney Canada PT6T</i> .....	198
5.	Винто-вентиляторные двигатели.....	207
	Терминологический словарь.....	217
	Литература.....	222

## ВВЕДЕНИЕ

Основным типом двигателя, который в настоящее время применяется в гражданской авиации (*civil aviation*), является газотурбинный двигатель (ГТД; *gas turbine engine*).

Как известно, возможны следующие варианты авиационных ГТД (*Рис. 0.01*):

- турбореактивный двигатель (ТРД; *turbojet*);
- двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД; *turbofan*);
- турбовинтовой двигатель (ТВД; *turboprop*);
- турбовальный двигатель (*turboshaft*).

На большинстве самолетов гражданской авиации применяются также газотурбинные вспомогательные силовые установки (ВСУ; *auxiliary power unit (APU)*). В настоящее время иногда в отдельный тип выделяется турбовинто-вентиляторный двигатель (ТВВД; *propfan*).

Первоначально наибольшее распространение нашли ТРД с центробежным компрессором (*centrifugal-flow compressor*); затем их сменили ТРД с осевым компрессором (*axial-flow compressor*). Первые ТРД были одновальными (однороторными; *single-spool* или *single-rotor*); затем стали использоваться двухвальными (двухроторными; *twin-spool* или *dual-rotor*) схемы. Эти двигатели разрабатывались для военной авиации и затем некоторые из них модифицировались для использования в первых реактивных самолетах коммерческого назначения.

В дальнейшем одноконтурный ТРД был заменен двухконтурным турбореактивным двигателем. Первоначально это были ТРДД малой степени двухконтурности (*low bypass ratio turbofan*), конструкция которых мало отличалась от конструкции двухвальных ТРД. В 60-х г.г. XX века их начали заменять ТРДД большой степени двухконтурности (*high bypass ratio turbofan*).

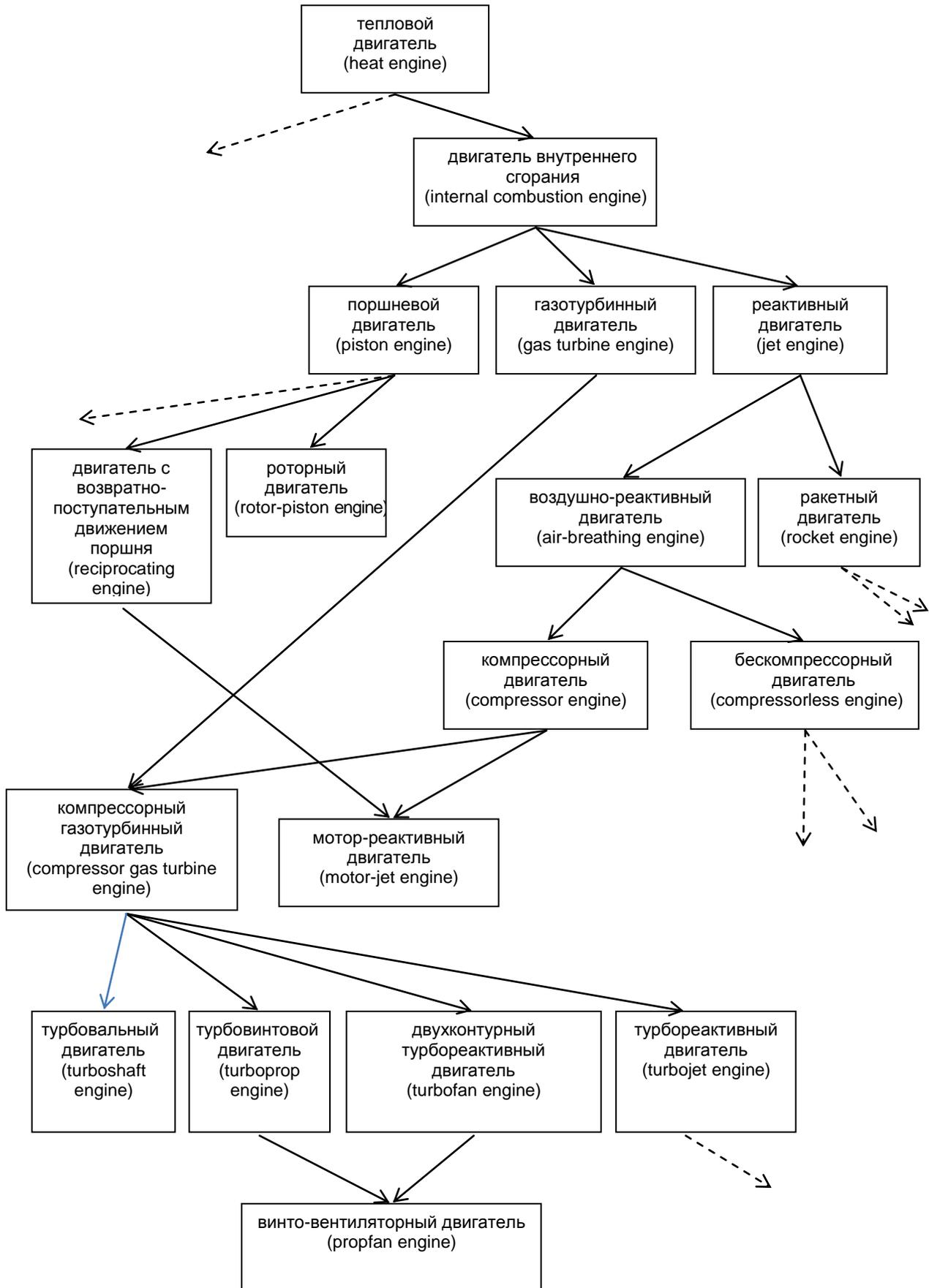


Рис. 0.01. Классификация авиационных ГТД

Практически с этого времени пути развития двигателей военного и коммерческого назначения стали расходиться и они чаще всего начали проектироваться раздельно. Это был естественный процесс, так как требования, предъявляемые к двигателям военного и гражданского назначения, достаточно сильно отличаются. Для военных двигателей самыми важными требованиями являются живучесть и необходимость функционирования на экстремальных режимах; для коммерческих же – надежность и экономичность.

ТРДД большой степени двухконтурности выполнялись в двух основных вариантах: двух- и трехвальными (*triple-spool*) двигателями. Кроме того, одной из перспективных стала схема с приводом вентилятора через редуктор (*geared turbofan*). Основным вариантом ТРДД в настоящее время является двухвальный двигатель с прямым приводом (*direct drive*) вентилятора.

Для сверхзвуковых коммерческих самолетов (самолеты *Aérospatiale-British Aircraft Corporation (BAC) Concorde* и *Тунолев Ту-144*) применялись ТРД и ТРДД с форсажной камерой (*afterburning engine*).

Для самолетов малой и средней дальности наряду с ТРДД широко используется турбовинтовой двигатель. Схемы ТВД, особенно для двигателей малых мощностей, весьма разнообразны, так как очень часто преобладающими являются компоновочные требования. В этих случаях наряду с осевым применяется центробежный компрессор (или его ступени), противоточная камера сгорания (*reverse-flow combustion chamber*), центростремительная турбина (*centripetal turbine*), а иногда и схема двигателя с противоположным расположением его основных узлов (*inverted turboprop*).

Турбовальные газотурбинные двигатели применяются на вертолетах. Как и у современных ТВД, основной их особенностью стало применение свободной турбины (*free power turbine*). ВСУ представляет собой вариант турбовального двигателя, где мощность турбины используется для привода компрессора, генератора и других агрегатов, используемых для различных целей: запуска

основных двигателей, кондиционирования кабин, питания самолетных сетей и т.д.

Как уже указывалось выше, иногда в отдельный тип ГТД выделяют турбовинто-вентиляторный двигатель (ТВВД). Как правило, ТВВД имеет конструкцию типичную для любого газотурбинного двигателя, т.е., включает такие основные узлы, как компрессор, газовая турбина и камера сгорания. Основным его отличием является использование усовершенствованного движителя, несущего черты как воздушного винта, так и вентилятора.

Характерной особенностью современных ГТД является создание различных типов двигателей на основе одного базового газогенератора (*gas generator* или *engine core*). Газогенератор представляет собой наиболее напряженную часть ГТД, определяющую его надежность. Он включает высоконапорную часть компрессора, высокотемпературную камеру сгорания и турбину высокого давления. На его базе добавлением низконапорного компрессора и турбины низкого давления, а также других узлов могут быть созданы различные типы ГТД. Это или ТРДД малой или большой степени двухконтурности, ТВД или турбовальные двигатели, двигатели, предназначенные для сверх- или дозвукового полета, для военных или гражданских целей и т.д.

Другой особенностью ГТД в настоящее время, которая связана с использованием концепции базового газогенератора, является создание семейств двигателей (*engine family*). Этот подход позволяет создавать двигатели с большим диапазоном тяг, использовать их для различных типов летательных аппаратов. Особенно широко подобная практика применяется для ТРДД большой степени двухконтурности, где можно менять параметры вентилятора и его турбины без принципиального изменения конструкции газогенератора. В результате модификации определенного типа двигателя с одним и тем же газогенератором образуют семейство двигателей.

## 1. ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Турбореактивный двигатель (ТРД) представляет собой тепловую машину (*heat machine*), предназначенную, как следует из его названия, для создания реактивной тяги (*thrust*). Реактивная тяга создается за счет ускорения газоздушного потока (*air/gas flow acceleration*), проходящего через двигатель: в результате работы двигателя скорость истечения газа из реактивного сопла (*jet nozzle*) больше, чем скорость воздушного потока, входящего в двигатель. Таким образом, тяга создается всеми компонентами двигателя, т.е., ТРД является и двигателем (*engine*) и движителем (*propulsor*) одновременно.

Второй характерной особенностью турбореактивного двигателя является наличие газовой турбины (*gas turbine*), которая предназначена для привода компрессора (*compressor*) и агрегатов (*accessories*) двигателя. В результате работы компрессора в камеру сгорания (*combustion chamber*) поступает воздух с повышенным давлением, что позволяет обеспечить горение (процесс превращения химической энергии, заключенной в топливе, в тепловую энергию) с высоким КПД.

Первые ТРД были разработаны и построены в Германии Хансом фон Охайном (*Hans von Ohain*) и в Великобритании Фрэнком Уиттлом (*Frank Whittle*) в 1937 г. Хотя, как указывалось выше, турбореактивные двигатели создавались для самолетов военной авиации, они нашли применение и на первых коммерческих реактивных самолетах. Первыми ТРД, которые устанавливались на пассажирских реактивных самолетах, были:

- *De Havilland Ghost* на первом британском пассажирском самолете *De Havilland Comet 1* (первый полет – в 1949 г./начало коммерческой эксплуатации – с 1952 г.);

- ТРД *Pratt & Whitney JT3* на первом пассажирском самолете в США *Boeing 367-80* – прототипе *Boeing 707* (1954 г./1958 г.);

- ТРД *Александр Микулин АМ-3* на первом советском пассажирском самолете *Туpoleв Ту-104* (1955 г./1956 г.; СССР);

- ТРД *Rolls-Royce Avon* на французском пассажирском самолете *Sud Aviation Caravelle* (1955 г./1959 г.).

ТРД *H.2 Ghost 50 Mk. 1 (Puc. 1.01)* был создан британской фирмой *de Havilland* и представлял собой увеличенную копию ТРД *H.1 Goblin*, сконструированного в 1941 г. Это был двигатель с односторонним центробежным компрессором (*single-side centrifugal-flow compressor*), 10-ю прямооточными индивидуальными камерами сгорания (*through-flow multiple-can combustion chamber*) и одноступенчатой турбиной (*single-stage turbine*). Регулярные полеты самолета *Comet 1* продолжались до 1954 г., когда после двух катастроф над Средиземным морем его эксплуатация была прекращена. Эксплуатация новой модификации самолета *Comet IV* была возобновлена в 1958 г. К тому времени он был оснащен двигателями фирмы *Rolls-Royce Avon 524* – это были типичные для того времени одновальные ТРД с 15-ступенчатым осевым компрессором, трубчато-кольцевой камерой сгорания (*cannular combustion chamber*) и 3-ступенчатой турбиной. Двигатель был создан в 1945 г.; тяга в различных модификациях составляла от 10500 до 17110 lbf.



*Рис. 1.01. ТРД H.2 Ghost 50*

Конструктивно-силовая схема ТРД Avon (рис. 1.02) имела следующие особенности. Ротор двигателя (*engine rotating assembly*) был трехопорным (*three-supported rotor*) и состоял из ротора компрессора и ротора турбины. Ротор компрессора (*compressor rotating assembly*) опирался на передний опорный роликоподшипник (*front radial roller bearing*) и задний опорно-упорный шариковый подшипник (*rear radial/thrust ball bearing*). Ротор турбины (*turbine rotating assembly*) имел одну собственную опору – роликовый подшипник, расположенный перед дисками турбины; второй опорой ротора турбины была соединительная муфта (*shaft coupling*), с помощью которой нагрузки с ротора турбины (крутящий момент, осевая и поперечная силы) передавались на ротор компрессора.

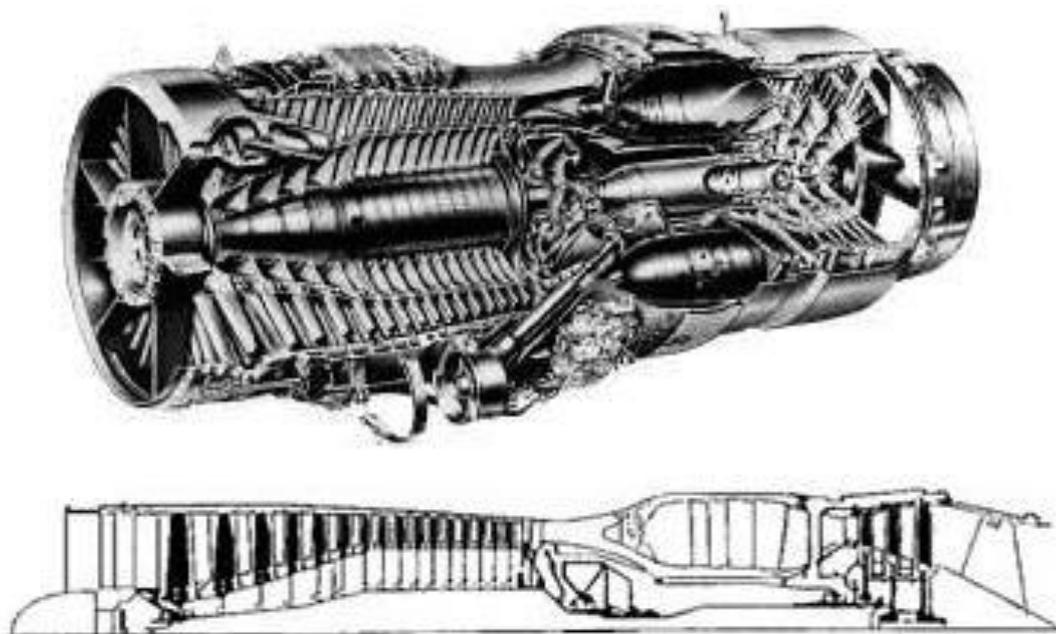


Рис. 1.02. ТРД Rolls-Royce Avon

Три основные опоры размещались соответственно в трех кольцевых силовых рамах (*frames*): переднем корпусе компрессора (*forward compressor casing*), диффузоре (*diffuser*) и силовой раме камеры сгорания (*combustor frame*). Каждая силовая рама состояла из наружной и внутренней кольцевых корпусов, соединенных силовыми стойками (*struts*); силовые стойки рамы камеры

сгорания проходили между газосборниками (*nozzle box*) камеры сгорания. В единую структуру силовые рамы двигателя соединялись корпусами компрессора (*compressor casing*), камеры сгорания (*combustor casing*) и турбины (*turbine casing*).

Подобную конструктивно-силовую схему имел и советский ТРД *Александр Микулин АМ-3* (рис. 1.03), являвшийся в то время самым мощным двигателем в мире (взлетная тяга - 8700 кгс). Схема трехпорного ротора была идентична схеме ТРД *Avon*. В передней силовой раме, кольцевом литом переднем корпусе компрессора, размещался передний роликовый подшипник компрессора. Задний шариковый подшипник ротора компрессора располагался в заднем корпусе компрессора (роль силовых элементов в нем выполняли лопатки направляющего аппарата последней ступени компрессора). Наконец, между камерой сгорания и турбиной размещались стойки силовой рамы, куда передавались нагрузки от роликового подшипника турбины.

ТРД *АМ-3* начал серийно выпускаться с 1952 г. и первоначально предназначался для бомбардировщика *Туpoleв Ту-16*. Пассажирский реактивный самолет *Туpoleв Ту-104* был создан на базе этого бомбардировщика и после прекращения эксплуатации британского самолета *Comet 1* в течение 2-х лет был единственным пассажирским реактивным самолетом в мире.

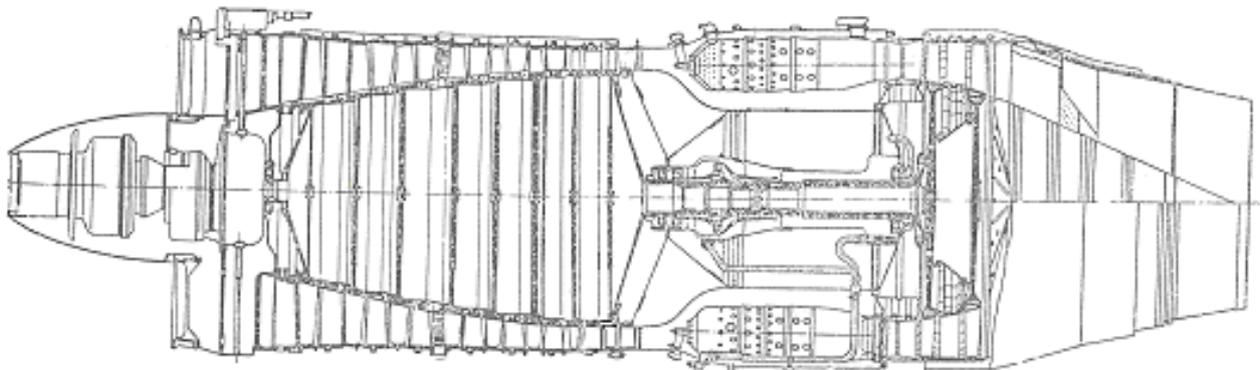
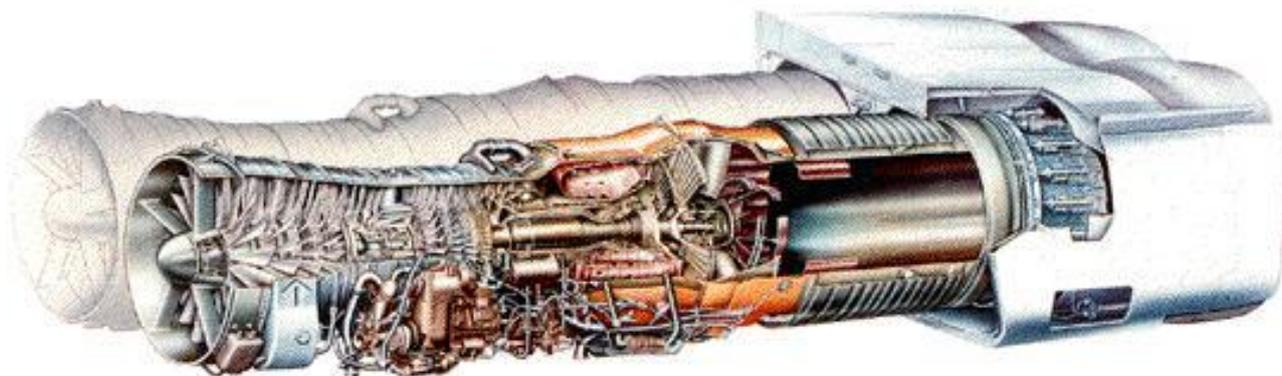


Рис. 1.03. ТРД Александр Микулин АМ-3

ТРД *АМ-3* (в дальнейшем имел модификации *РД-3М* и *РД-3М-500* с тягой от 9500 до 11000 кгс) имел 8-ступенчатый компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину и нерегулируемое реактивное сопло.

Разновидностью ТРД является турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ; *afterburning turbojet*). Форсажная камера сгорания (*afterburner*) в этом случае располагается за турбиной. Первыми ТРДФ были германские двигатели *Jumo 109-004С* и *109-004Е* – их испытания были проведены в 1945 г. ТРДФ первоначально разрабатывались для истребителей, но нашли также применение и на сверхзвуковых пассажирских самолетах (СПС; *supersonic passenger aircraft*). Часть силовой установки англо-французского СПС *Concorde* представлена на *Рис. 1.04*. Ее основу составляет 4 двигателя *Olympus 593* (*Rolls-Royce/SNECMA*; Великобритания/Франция). Этот ТРДФ является единственным серийным ТРДФ коммерческого назначения.



*Рис. 1.04. Часть силовой установки самолета Concorde*

Некоторые технические данные ТРД, которые применялись на коммерческих самолетах, приведены в *Табл. 1*.

Таблица 1

Турбореактивные двигатели, применявшиеся на коммерческих самолетах

Наименование двигателя	Фирма	Тяга	Масса	Степень сжатия	Расход воздуха	Применение
<i>Ghost 50 Mk1</i>	<i>de Havilland</i>	5050 lbf (22,2 kN)	2011 lb (912 kg)	4,7	40 кг/сек	<i>Comet 1</i>
<i>Avon RA.29 Mk524</i>	<i>Rolls Royce</i>	10500 (46,8 kN)	1515 кг	8,0	72 кг/сек	<i>Comet 2/3/4</i>
<i>JT3C</i>	<i>Pratt &amp; Whitney</i>	11700 lbf (52,0 kN)	5175 lb (2347 kg)	11,5	82 кг/сек	<i>Boeing 707, 720, Douglas DC-8</i>
<i>AM-3 (РД-3М)</i>	Тушинское МКБ «Союз»	85,3 kN (102,9 kN)	3100 кг	6,4	150 кг/сек	Туполев Ту-104
<i>Olympus 593</i>	<i>Rolls Royce/ SNECMA</i>	32000 lbf (142 kN) / 38050 lbf (169 kN)	3175 kg	15,5	410 lb/sec	<i>Concorde</i>

### ***Rolls-Royce/ SNECMA Olympus***

Двигатель *Olympus 593* был создан фирмами *Rolls-Royce* (Великобритания) и *SNECMA* (Франция). Работы над проектом начались в 1964 г.: с британской стороны работы начала фирма *Bristol Siddeley*, которая в 1966 г. вошла в фирму *Rolls-Royce*. Британская сторона продолжила развитие двигателя и его агрегатов (двигатель создавался первоначально для бомбардировщика *Avro Vulcan*); французская – разрабатывала входное устройство, реактивное сопло с реверсивным устройством (*thrust reverser*), форсажную камеру (*afterburning combustion chamber*) и систему подавления шума (*noise suppressor*). Первый запуск двигателя, предназначенного для СПС *Concorde*, состоялся в 1964 г., а первый полет самолета *Concorde* – в 1969 г. Серийная эксплуатация началась с 1976 г. Первоначально двигатель имел максимальную тягу 89 кН (на форсаже 136 кН), а на финальной стадии – 142/169 кН. Масса двигателя – 2971 кг; масса силовой установки (с соплом, реверсивным устройством и форсажной камерой) – 3175 кг; расход воздуха

(*airflow*) – 186 кг/сек; степень сжатия (*compressor pressure ratio*) – 15,5. Двигатель эксплуатировался до 2003 г.

ТРДФ *Olympus 593 Mk 610* (Рис. 1.05) представлял собой двухроторный (*dual rotor* или *twin-spool*) двигатель (7+7+кольца+1+1) с форсажной камерой и регулируемым входным устройством (*variable intake*; Рис. 1.06) и реактивным соплом (*variable jet nozzle*).

Двигатель имел следующие особенности конструктивно-силовой схемы. Ротор двигателя состоял из трехопорного ротора низкого давления (НД; *low-pressure (LP) rotor*) и двухопорного ротора высокого давления (ВД; *high-pressure (HP) rotor*). Ротор НД включал 7- ступенчатый ротор компрессора НД и одноступенчатый ротор турбины ВД, состыкованных с помощью соединительной муфты. Ротор компрессора НД опирался на передний роликовый и задний шариковый подшипники; ротор турбины НД имел одну собственную опору – роликовый подшипник, расположенный за диском турбины. Ротор ВД, состоящий из жестко соединенных роторов компрессора и турбины ВД, опирался на передний шариковый подшипник (подшипник компрессора) и задний роликовый подшипник (опора турбины; располагалась перед диском турбины ВД).

Опоры роторов размещались в силовых корпусах:

- передняя опора ротора компрессора НД – в переднем корпусе компрессора с наклонными стойками (*slanted struts*);
- задняя опора ротора компрессора НД и опора ротора компрессора ВД – в разделительном корпусе (*intermediate compressor casing*);
- усилия с опоры турбины ВД (располагалась перед диском турбины) передавались на внутреннюю стенку корпуса камеры сгорания и затем на силовые стойки диффузора камеры сгорания;
- опора турбины НД – в заднем корпусе турбины (*turbine exhaust casing*).

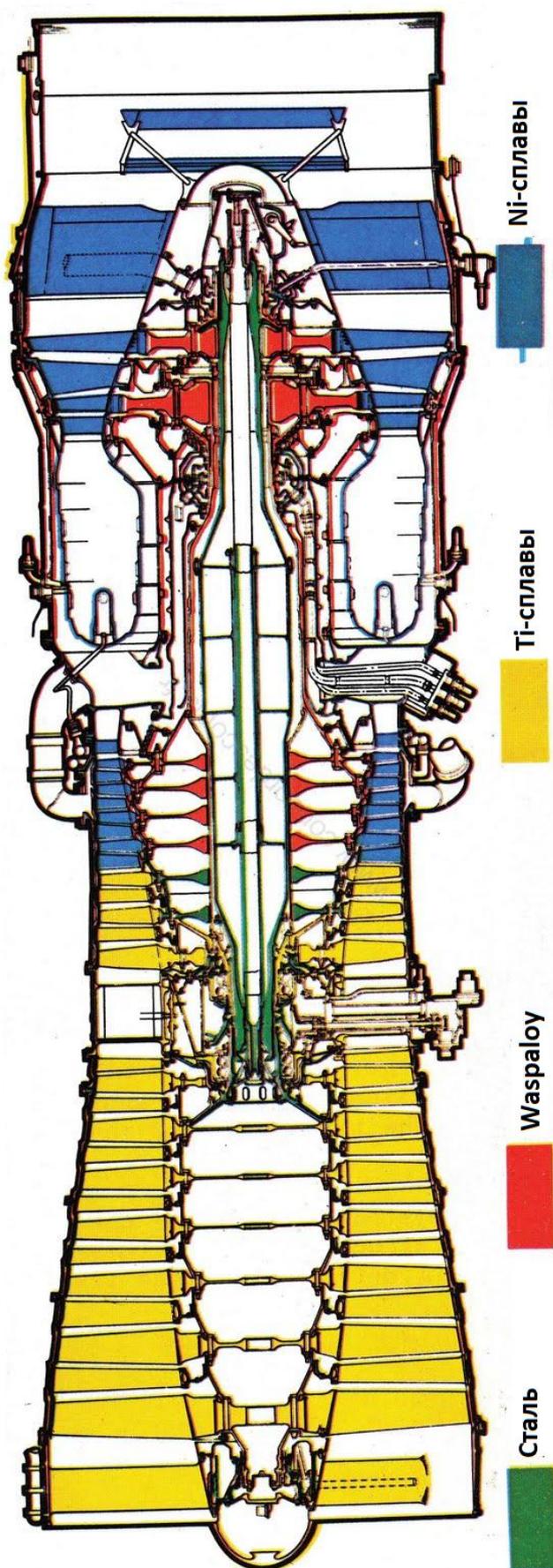


Рис. 1.05. ТРД Olympus 593

Все силовых корпуса соединялись в единую силовую структуру статора двигателя лопаточными корпусами компрессоров НД и ВД, наружным корпусом камеры сгорания и корпусом турбины.

Из особенностей конструкции двигателя отметим следующее:

- клиновидное входное устройство (Рис. 1.06 и 1.07), которое включало шарнирную рампу (*hinged ramp*) и заслонки, обеспечивающие вход воздуха как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых режимах полета (входное устройство являлось частью летательного аппарата);

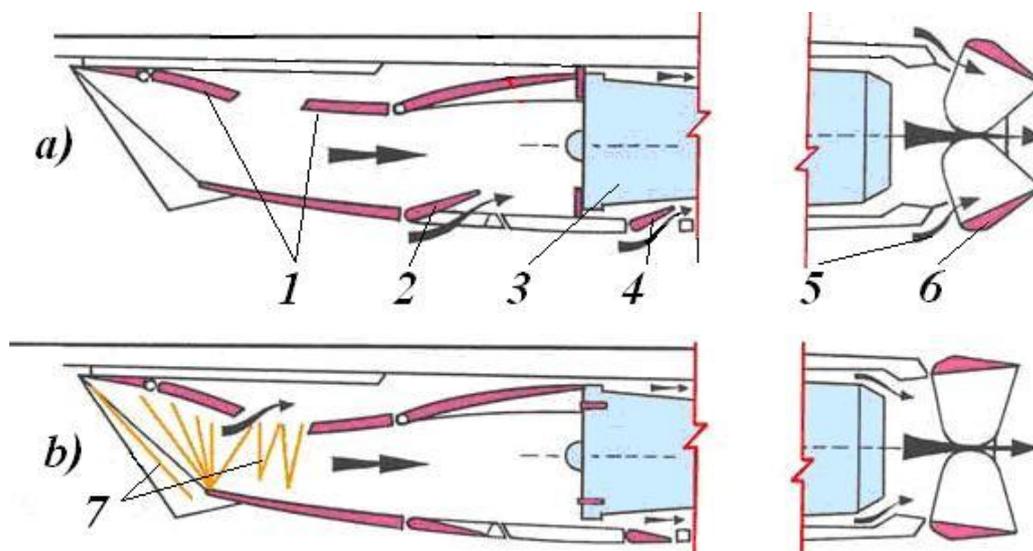


Рис. 1.06. Схема силовой установки самолета Concorde (a – взлетный режим; b – сверхзвуковой режим полета): 1 – шарнирная рампа; 2, 4 – заслонки; 3 – двигатель; 5 – эжектор; 6 – реактивное сопло; 7 – скачки уплотнения

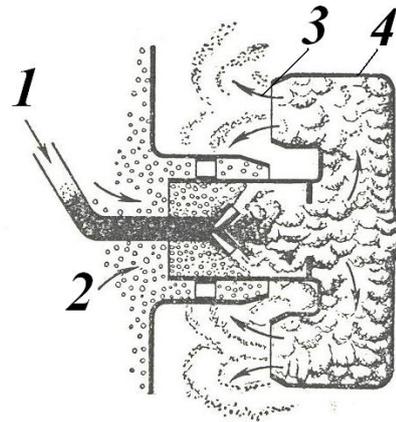
- роторы компрессора, имевшие барабанно-дисковую конструкцию;
- передний корпус компрессора, ротор компрессора НД, разделительный корпус и первые 3 ступени ротора компрессора ВД, изготовленные из титановых сплавов (*Ti-alloy*);
- корпуса компрессоров НД и ВД и задняя часть ротора компрессора ВД изготовленные из стали;

- кольцевая камера сгорания испарительного типа (*vaporizing combustion chamber*);

- жаровая труба (*flame tube* или *liner*) камеры сгорания с 16 горелками (*burner*; *рис.1.08*) с двумя выходами в каждом;



*Рис. 1.07. Сверхзвуковой воздухозаборник самолета Concorde*



*Рис. 1.08. Схема горелки:  
1 – топливо; 2 – первичный воздух; 3 – пар;  
4 – испарительная трубка*

- жаровая труба из никелевого сплава (*Ni-alloy*);

- рабочие лопатки турбин (*turbine blades*) и сопловые лопатки турбины (*turbine guide nozzles*) ВД с воздушным охлаждением (*air cooling*);

- форсажная камера с V-образными (желобковыми) стабилизаторами пламени (*gutter flameholders*);

- удлинительная труба (*рис. 1.09*) с дополнительной перфорированной волнообразной (гофрированной) кольцевой стенкой (*perforated corrugated wall*), расположенная за форсажной камерой;

- регулируемое реактивное сопло, состоявшее из первичного регулируемого сужающегося сопла (*variable primary convergent nozzle*) с пневматическим управлением (являлось частью двигателя) и расширяющегося регулируемого двухстворчатого вторичного сопла (*variable-area secondary*

*divergent nozzle*; последнее являлось частью летательного аппарата и использовалось также как реверсивное устройство; *Рис. 1.10*).



*Рис. 1.09. Форсажная камера, удлинительная труба и первичное сопло*



*Рис. 1.10. Вторичное (самолетное) сопло*

Главными недостатками турбореактивных двигателей являются высокие удельные расходы топлива (*thrust specific fuel consumption (TSFC)*; на уровне 1 кг топлива/кгс тяги в час) и сильный шум, создаваемый, в основном, высокоскоростной газовой струей, истекающей из реактивного сопла. По этим причинам в настоящее время ТРД используются редко: в качестве основной силовой установки они иногда применяются на тренировочных самолетах.

### ***Туманский РУ19-300***

На некоторых коммерческих самолетах ТРД применяется в качестве вспомогательной силовой установки (ВСУ), используемой для питания системы запуска маршевых двигателей и создания дополнительной тяги в особых ситуациях. К таким двигателям относится, например, малоразмерный ТРД *РУ19-300*, спроектированный в ОКБ-300 под руководством С.К.Туманского (сейчас Московский авиамоторный научно-технический

комплекс «Союз») для учебно-тренировочных самолетов *Яковлев Як-30* и *Як-32*. В дальнейшем он начал применяться в качестве ВСУ на самолетах *Антонов Ан-24/26/30*.

ТРД *PV19-300* (рис. 1.11) представляет собой одновальный двигатель с тягой 780...900 кгс (расход воздуха – 16 кг/сек; степень сжатия компрессора – 4,6; температура газа перед турбиной (*turbine entry temperature (TET)*) – 1150К; масса – 225 кг).

Трехопорный ротор двигателя состоит из 7-ступенчатого компрессора, приводимого во вращение одноступенчатой турбиной. Ротор компрессора расположен на двух опорах: переднем роликовом (размещен между первой и второй ступенями компрессора) и заднем шариковом подшипниках. Ротор турбины имеет опору, расположенную перед диском турбины; второй опорой ротора турбины является соединительная муфта (находится в задней цапфе ротора компрессора).

Основные опоры ротора располагаются в следующих силовых кольцевых рамах:

- передний подшипник ротора компрессора размещен в передней силовой раме, где роль силовых элементов выполняют направляющие лопатки (НА; *guide vanes*) первой ступени компрессора;

- задний подшипник ротора компрессора расположен в заднем корпусе компрессора (*rear compressor casing*), где роль силовых элементов выполняют направляющие лопатки (НА) последней (VII) ступени компрессора (*outlet guide vanes (OGV)*);

- усилия с подшипника турбины передаются на силовую раму турбины – силовыми элементами в ней являются силовые стержни, расположенные внутри полых охлаждаемых лопаток соплового аппарата турбины (САТ).

Задний корпус компрессора и силовая рама турбины соединены наружной и внутренней стенками камеры сгорания, образуя в районе камеры сгорания жесткую пространственную раму.

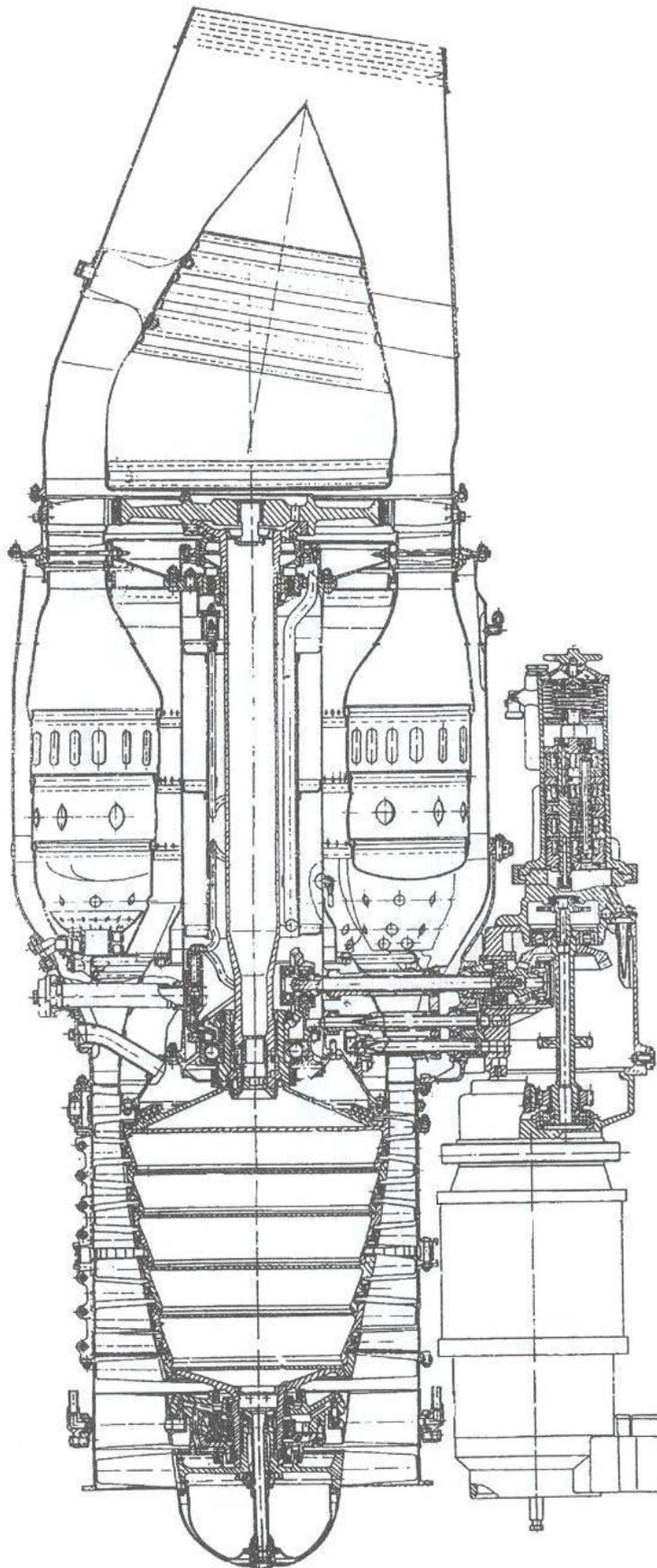


Рис. 1.11. ТРД РУ19-300

Основные узлы подвески двигателя размещены на заднем корпусе компрессора; дополнительные – на силовой раме турбины.

К конструктивным особенностям данного двигателя можно отнести:

- консольное расположение первой ступени компрессора;
- первую сверхзвуковую ступень (*supersonic stage*) компрессора; при этом компрессор не имеет входного направляющего аппарата (*inlet guide vanes (IGV)*);
- барабанно-дисковую конструктивную схему ротора компрессора;
- использование в конструкции роторов компрессора и турбины радиальных штифтов (*radial pins*) для соединения их элементов;
- корпус компрессора с разъемом, ориентированным вертикально;
- ленту перепуска воздуха (*bleed band*), расположенную в IV ступени компрессора;
- кольцевую камеру сгорания;
- размещение узла центрального привода (*internal gearbox (IGB)*) во внутренней полости диффузора камеры сгорания, а коробки приводов (*accessory gearbox (AGB)*) – на его наружной части;
- сужающееся нерегулируемое реактивное сопло.

## 2. ДВУХКОНТУРНЫЕ ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) это газотурбинный реактивный двигатель, в котором реактивная тяга создается в двух контурах: внутреннем (или газотурбинным; по английски он называется первичным каналом: *primary duct*) и наружном (или вентилятором, вторичном канале: *secondary duct*). Дополнительный параметр, которым характеризуется этот тип ГТД, является степень двухконтурности (*bypass ratio*)  $m$ . Она представляет собой отношение расхода воздуха в наружном контуре ( $G_{II}$ ) к расходу воздуха во внутреннем контуре ( $G_I$ ;  $m = G_{II} / G_I$ ). По газодинамическим и конструктивным особенностям эти ГТД делят на ТРДД малой степени двухконтурности (*low bypass ratio turbofans*;  $m < 2...3$ ) и ТРДД большой степени двухконтурности (*high bypass ratio turbofans*;  $m > 2...3$ ). Конструкция первых подобна конструкции ТРД. Большая часть тяги в ТРДД большой степени двухконтурности создается наружным контуром, где расположен одноступенчатый вентилятор – эти двигатели иногда называют турбовентиляторными.

В сравнении с ТРД двухконтурные двигатели обладают меньшим удельным расходом топлива, большей тягой и меньшим уровнем шума. Они представляют собой один из основных типов ГТД, применяемых в современной пассажирской и транспортной авиации.

Принцип действия ТРДД таков же, как и принцип действия ТРД, т.е., реактивная тяга создается за счет ускорения воздушного потока, входящего в двигатель: скорости истечения газа из реактивных сопел внутреннего и наружного контуров больше, чем скорость потока, входящего в двигатель. Таким образом, тяга создается всеми компонентами двигателя, т.е., ТРДД является, как и ТРД, и двигателем и движителем одновременно.

Основная особенность двухконтурного двигателя заключается в том, что из внутреннего контура в наружный обеспечивается передача некоторой

механической энергии: эта энергия отбирается во внутреннем контуре дополнительной газовой турбиной (или дополнительными ступенями газовой турбины) и передается находящемуся в наружном контуре вентилятору. За счет такого энергообмена и улучшаются характеристики ТРДД в сравнении с ТРД.

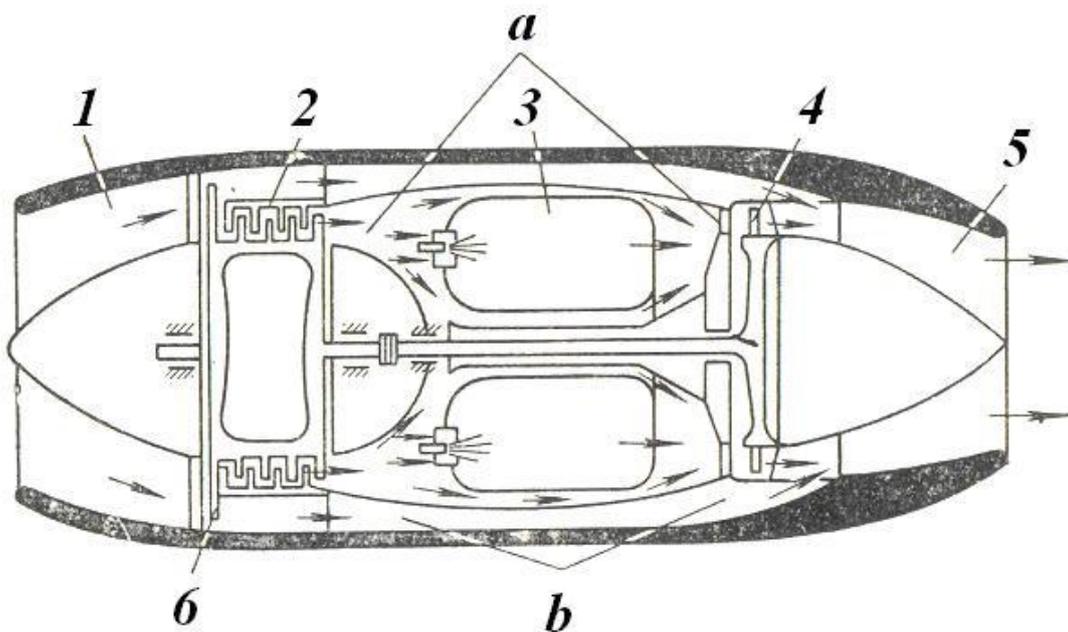
Двухконтурный двигатель можно рассматривать как некоторый исходный ТРД, к которому присоединен дополнительный наружный контур, куда передается часть механической энергии из внутреннего контура. В результате энергия сообщается большему количеству воздуха, ее использование (т.е., превращение в тяговую работу) улучшается, что выражается в росте тяги и снижении удельного расхода топлива в сравнении с исходным ТРД. Причина этого эффекта – снижение потерь кинетической энергии на выходе из двигателя. Действительно, если сравнить тяговые К.П.Д. исходного ТРД и ТРДД, то тяговый К.П.Д. (*thrust efficiency*) больше у ТРДД, т.е., для движителя, у которого больше расход рабочего тела (суммарный расход воздуха в ТРДД больше, чем в исходном ТРД). Дополнительно можно отметить следующее: так как осредненная скорость истечения газов и воздуха из двигателя уменьшается, то соответственно снижается и уровень шума, создаваемый выходной струей.

Теоретически максимальную тягу в ТРДД можно получить, если скорости истечения из обоих контуров одинаковы. Однако, если учесть потери, связанные с передачей энергии из внутреннего контура в наружный, то в реальном ТРДД скорость истечения из наружного контура должна быть значительно меньше, чем скорость истечения газа из внутреннего контура.

Конечно же, двухконтурные двигатели имеют и определенные недостатки. К ним относятся снижение удельной тяги (*specific thrust*), а также увеличение поперечных габаритов двигателя.

Проект первого двухконтурного воздушно-реактивного двигателя был предложен Ф. Уиттлом в 1936 г. Это была комбинированная силовая установка, включавшая газогенератор, газ которого использовался для привода двух турбин. Каждая из этих турбин в свою очередь вращала вентилятор через

редуктор. Однако, первая схема ТРДД, подобного современным двигателям, была запатентована известным советским конструктором А.М.Люлька в 1941 г. Как видно из *рис. 2.01*, это должен был быть одновальный ТРДД с одноступенчатым вентилятором. Воздух из вентилятора и газ из турбины поступали в камеру смешения, а затем в реактивное сопло. Можно отметить, что конструкция ТРДД с одноступенчатым вентилятором является типичной для современных ТРДД большой степени двухконтурности. В ТРДД малой степени двухконтурности типичным является применение камеры смешения (*mixing chamber*). Одновальная схема ТРДД не является оптимальной, но и она применялась (например, на французских двигателях).



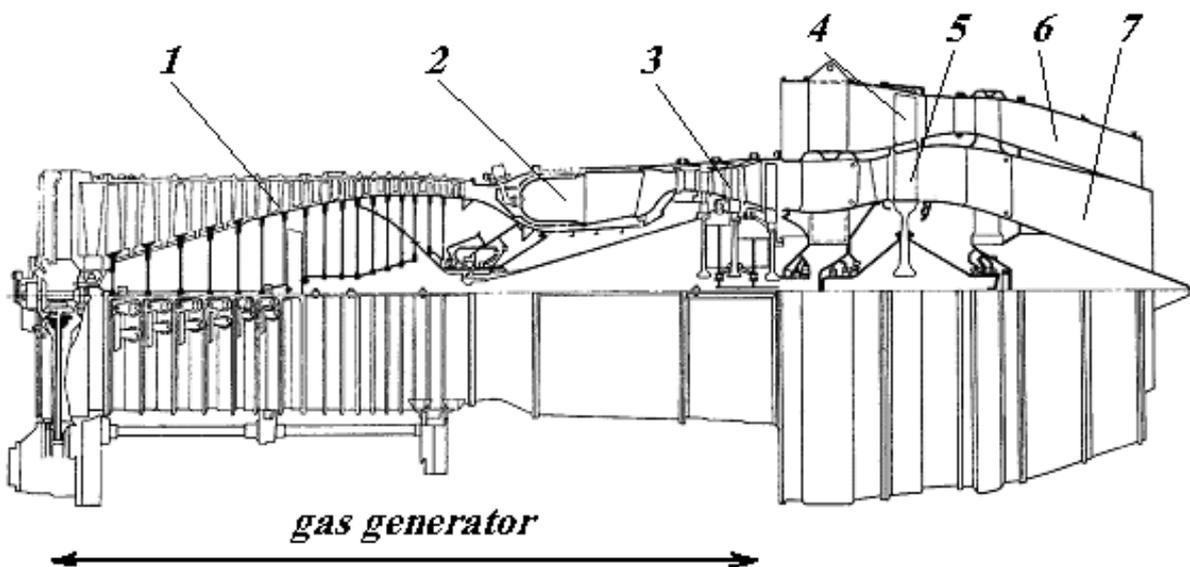
*Рис. 2.01. ТРДД А.М. Люльки (а – внутренний контур; б – наружный контур):  
1 – входное устройство; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – турбина;  
5 – сопло; 6 – вентилятор*

## 2.1. ТРДД малой степени двухконтурности

ТРДД малой степени двухконтурности обычно имеют следующие конструктивно-компоновочные особенности:

- используется двухвальная (или, точнее, двухроторная) схема двигателя (однороторная схема ведёт к меньшему КПД и, как указывалось выше, применяется редко);

- вентилятор обычно расположен спереди (*forward fan*) и встроен в конструкцию компрессора НД, т.е., лопасти вентилятора являются продолжением лопаток компрессора НД (схема с задним расположением вентилятора (*aft fan*);, встроенным в конструкцию турбины (см., *Рис. 2.02*), широкого применения не нашла из-за малой надежности);



*Рис. 2.02. ТРДД General Electric CJ 805-23: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – турбина компрессора; 4 – вентилятор; 5 – турбина вентилятора; 6 – реактивное сопло (наружный контур); 7 – реактивное сопло (внутренний контур)*

- канал наружного контура обычно располагается вокруг центральной части двигателя по всей его длине (*fully-ducted turbofan*);

- первоначально использовались двигатели с отдельными соплами (*separate jet nozzles*) для каждого из контуров; в дальнейшем на двигателе устанавливался смеситель потоков наружного и внутреннего контура – миксер (*mixer*) и объединенное сопло (*common exhaust nozzle*).

Существует достаточно много различных конструкций ТРДД малой степени двухконтурности (см., Табл. 2). Для них характерны многоопорные схемы роторов, что ведет к увеличению числа силовых рам. Это, в свою очередь, приводит к росту массы двигателя и усложнению его конструкции. Сборка и разборка двигателя, как правило, оказывается весьма трудоемкой.

Таблица 2

## ТРДД малой степени двухконтурности

Двигатель	Фирма	Тяга	масса	<i>m</i>	Степень сжатия	Расход воздуха	Применение
Conway RCo.12	Rolls Royce	17150 lbf (76,3kN)	4500 lb (2000 kg)	0,30	14,8	168 кг/сек	Boeing 707, DC-8.
JT3D	Pratt & Whitney	18000 lbf	1875 кг	1,36	13,6	460 lb/sec	Boeing 707
JT8D-15A	-«»-	15500 lbf	1500 кг	1,04	16,6	327 lb/sec	Boeing 727/737, DC9
JT8D-200	-«»-	18,500 ... 21,700 (82... 97 kN)	–	1,74	18,2 ... 19,4	–	McDonnell Douglas MD-80
Д-20П	Пермское ОАО «Авиа двигатель»	54 kN	1468 кг	1,00	14,0	113 кг/сек	Туполев Ту-124
Д-30	-«»-	68 kN	1810 кг	1,00	19,8	128 кг/сек	Туполев Ту-134
Д-30КУ	-«»-	108 kN	2690 кг	2,20	18,9	269 кг/сек	Ильюшин Ил-62М
НК-8	Самарский НТК им. Кузнецова	103 kN	2170 кг	1,05	10,7	228 кг/сек	Туполев Ту-154
Spey 250	Rolls-Royce	11995 lbf	2740 lb	0,64	20,2	–	Gulfstream
АИ-25	Ивченко - Прогресс	1500 кгс	312 кг	1,98	9,5	46,8 кг/сек	Яковлев Як-40, М-15.

Первым коммерческим ТРДД малой степени двухконтурности стал британский двигатель Conway (фирма Rolls-Royce; Рис. 2.03) – он был

изготовлен в начале 50-х годов XX века и имел степень двухконтурности 0,3 (в дальнейшем она была увеличена до 0,6). Этот ТРДД серийно эксплуатировался на самолетах *Vickers VC.10*, а затем использовался на *Boeing 707*, *McDonnell Douglas DC-8* и др.



Рис. 2.03. *Rolls-Royce Conway*

Первыми ТРДД данного типа в США были двигатели *JT3D* и *JT4D* (выпускались фирмой *Pratt&Whitney*) со степенью двухконтурности до 1,5. Первыми советскими ТРДД малой степени двухконтурности стали двигатели *Д-20П* конструкции П.Соловьева и *НК-8* конструкции Н.Кузнецова (степень двухконтурности обоих двигателей была около 1,0).

Из используемых в настоящее время в коммерческой авиации двигателей данного типа следует отметить ТРДД *Pratt&Whitney JT8D* и его последнее подсемейство *Pratt&Whitney JT8D-200* (оба - США), британский *Rolls-Royce Spey* и советские ТРДД *Д-30* и *Д-30К* (оба конструкции П.Соловьева) – у всех этих двигателей степень двухконтурности равняется примерно 1 (за исключением двигателя *Д-30К*, который в различных модификациях имеет степень двухконтурности от 2,20 до 2,54).

Рассмотрим особенности ТРДД малой степени двухконтурности на примере двигателей *JT8D* и *HK-8*.

### ***Pratt&Whitney JT8D***

ТРДД *JT8D* стал уникальным по своему применению. Достаточно сказать, что в середине 80-х г.г. двигатели этого семейства составляли более 60% всех реактивных двигателей коммерческого назначения. Двигатель был создан на базе военного ТРД *J52*. Первый его запуск состоялся в 1961 г. (с начальной тягой 14000 lbf); серийно он выпускается с 1964 г., когда был установлен на самолет *Boeing 727-100*. Затем он использовался на самолетах *McDonnell Douglas DC-9*, *Aerospatiale Caravelle* и *Boeing 737-100/200*.

Двигатель *JT8D* (Рис. 2.04) является типичным ТРДД малой степени двухконтурности ( $m = 0,96...1,10$ ): это двухвальный двигатель с передним расположением двухступенчатого вентилятора, встроенного в компрессор НД, и каналом наружного контура, расположенного вокруг центральной части двигателя по всей его длине.

Ротор двигателя включает роторы НД и ВД. Ротор ВД трехопорный с шарнирным соединением 7-ступенчатого ротора компрессора и одноступенчатого ротора турбины. Ротор компрессора расположен на 2-х опорах: задняя опора опорно-упорная; передняя – опорная.

В качестве передней опоры используется шарикоподшипник ведущей шестерни центрального привода (соединение ротора с подшипником позволяет обеспечить осевые перемещения ротора ВД относительно статора в осевом направлении – таким образом, для ротора ВД этот подшипник является опорным); задняя опора выполняется в виде спаренного шарикоподшипника. Ротор турбины ВД имеет одну собственную опору (роликоподшипник), расположенную перед диском турбины; вал турбины своим передним концом опирается на ротор компрессора. Роторы турбины и компрессора связаны соединительной муфтой (*shaft coupling*; она расположена в задней цапфе ротора

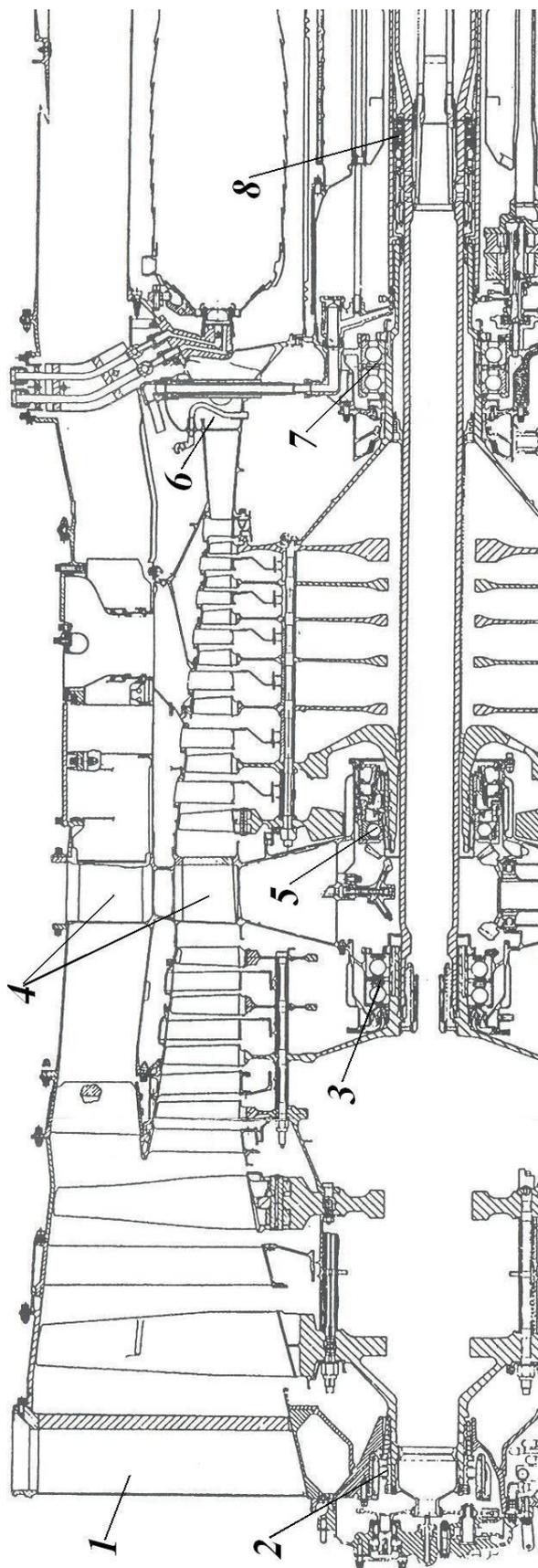


Рис. 2.04а. ЛТ8Д: 1 – передний корпус компрессора; 2 – передняя опора компрессора НД (№1); 3 – задняя опора компрессора НД (№2); 4 – промежуточный корпус компрессора; 5 – передняя опора компрессора ВД (№3); 6 – корпус диффузора камеры сгорания; 7 – задняя опора компрессора ВД (№4); 8 – передняя (межвальная) опора

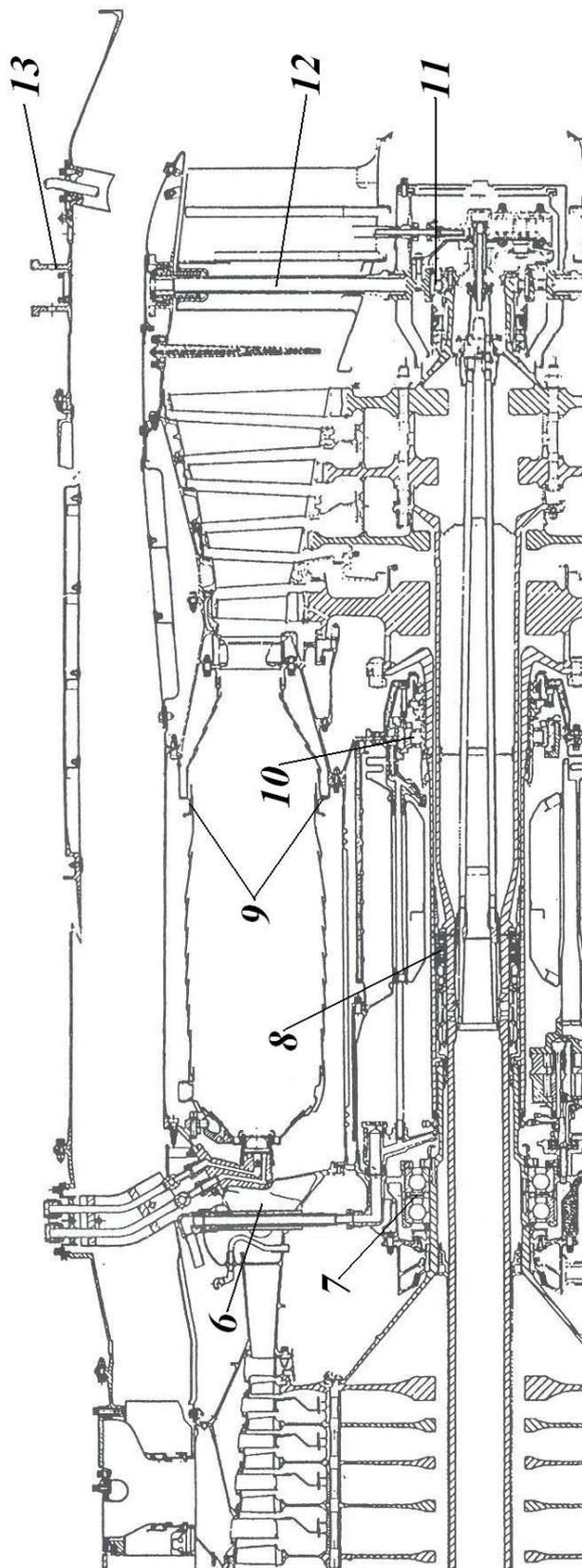


Рис. 2.04b. JT8D: 6 – корпус диффузора камеры сгорания; 7 – задняя опора компрессора ВД (№4); 8 – передняя (межсвальная) опора турбины НД (4.5); 9 – силовая рама камеры сгорания; 10 – опора турбины ВД (№5); 11 – задняя опора турбины НД (№6);

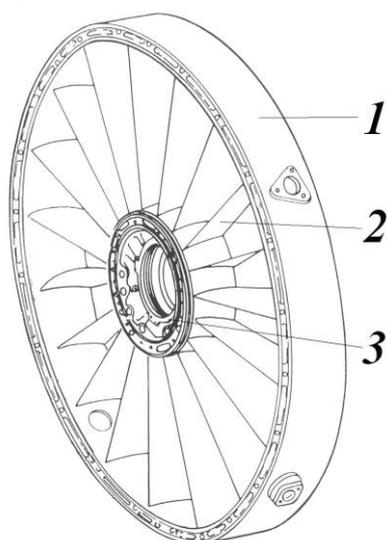
компрессора), передающей крутящий момент (*torque*), осевую (*axial load*) и поперечную (*radial load*) силы с ротора турбины на ротор компрессора.

Ротор НД выполнен четырехопорным: роторы 6-ступенчатого компрессора и 3-ступенчатой турбины НД имеют по 2 опоры каждый. Задняя опора ротора компрессора НД опорно-упорная (спаренный шарикоподшипник; на позднейших сериях – одинарный шариковый подшипник), передняя – опорная (роликподшипник). Ротор компрессора НД состоит из двух секций: передняя включает 2 ступени; вторая секция – 4 ступени. Рабочие лопатки передней секции являются и лопатками вентилятора (точнее, их периферийная часть) и лопатками компрессора НД (корневая часть). Заметим, что при этом узел вентилятора/компрессора НД обычно называется в ТРДД данного типа узлом компрессора НД. Рабочие лопатки второй секции сжимают воздух только во внутреннем контуре двигателя – эти ступени компрессора обычно называют подпорными.

Опорами ротора турбины НД являются роликподшипники, т.е., обе опоры являются опорными: они передают только радиальные нагрузки и обеспечивают свободу осевых температурных деформаций ротора НД. Одна из опор располагается за дисками турбины; вторая – в средней части вала турбины внутри ротора турбины ВД, т.е., является межвальтной опорой. Роторы турбины и компрессора НД соединены муфтой, передающей с ротора турбины на ротор компрессора крутящий момент и осевую силу.

Все опоры роторов НД и ВД, связанных с корпусом двигателя, нумеруются по порядку, т.е., передняя опора компрессора НД это опора № 1; задняя опора компрессора НД – № 2 и т.д. Номер межвальтной опоры (передняя опора турбины НД) № 4, 5.

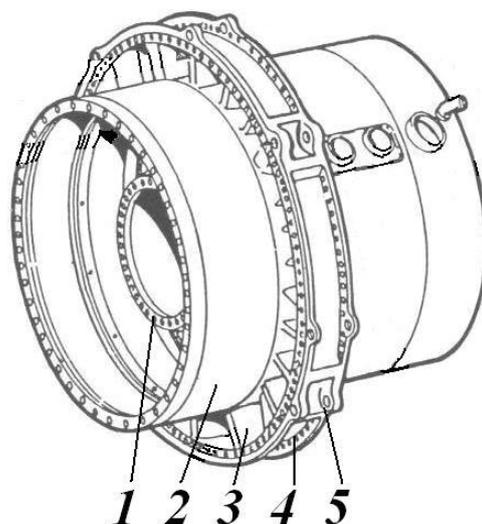
Основные опоры ротора двигателя размещаются в 5 силовых корпусах (рамах). В первой силовой раме (переднем корпусе компрессора) располагается опора №1. Он (*рис. 2.05*) представляет собой сварной узел, наружное и внутреннее кольца которого соединены лопатками ВНА компрессора НД.



*Рис. 2.05. Передний корпус компрессора: 1 – наружное кольцо; 2 – лопатки ВНА; 3 – внутренняя коробка с корпусом подшипника*

Корпус диффузора камеры сгорания сварной: наружная и внутренняя стенки диффузора соединены силовыми стойками; в этом корпусе размещается опора №4 (задняя опора ротора компрессора ВД). Силовая рама в задней части камеры сгорания (рис. 2.07), состоит из соединенных вместе силовых колец, расположенных вокруг газосборников камеры сгорания; внутри данной рамы расположен подшипник турбины ВД – опора №5. Корпус диффузора и силовая рама камеры сгорания соединены

В промежуточном корпусе компрессора (Рис. 2.06) размещаются опоры №№ 2 и 3; корпус включает внутреннюю и промежуточную коробки и наружное кольцо. Внутренняя и промежуточная коробки соединяются лопатками НА последней ступени компрессора НД; промежуточная коробка и наружное кольцо – обтекаемыми полыми стойками (внутри нижней лопатки и стойки располагается вал привода коробки агрегатов).



*Рис. 2.06. Промежуточный корпус компрессора: 1 – фланец крепления задней опоры компрессора; 2 – внутренняя оболочка второго контура; 3 – силовые стойки второго контура; 4 – наружное кольцо силовой рамы; 5 – фланец узла подвески двигателя*

наружным и внутренним корпусами камеры сгорания, образуя, таким образом, мощную пространственную силовую раму в центральной части двигателя.

Силовыми элементами заднего корпуса турбины, где расположен задний подшипник ротора турбины НД (опора №6), служат 4 стержня, расположенных внутри обтекаемых защитных стоек. Данная рама тангенциальными силовыми элементами (стержнями) соединена с силовым кольцом, где размещены узлы задней подвески двигателя.

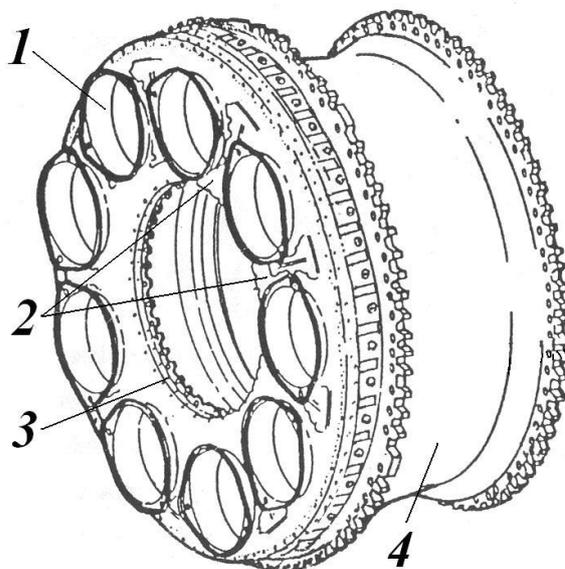
Силовые корпуса (рамы) образуют основу силового каркаса двигателя. Единая силовая структура статора двигателя образуется следующим образом:

- передний корпус компрессора соединяется с промежуточным корпусом компрессора лопаточным корпусом вентилятора (компрессора НД; внутри этого корпуса размещаются направляющие аппараты двух первых ступеней вентилятора/компрессора НД) и передним корпусом наружного контура;

- промежуточный корпус компрессора соединяется с корпусом диффузора корпусом компрессора ВД;

- силовая рама камеры сгорания и задний корпус турбины соединяются корпусом турбины.

Заметим, что корпуса, образующие наружный контур (за исключением переднего корпуса наружного контура и силового кольца задней подвески) не предназначены для замыкания силовых потоков в корпусе двигателя (во время



*Рис. 2.07. Силовая рама задней части камеры сгорания: 1 – окно газосборника; 2 – ребра кольцевой рамы; 3 – фланец крепления корпуса подшипника; 4 – корпус турбины*

технического обслуживания возможно снятие кожухов наружного контура для подхода к камере сгорания).

Основные узлы подвески данного двигателя располагаются на промежуточном корпусе компрессора; дополнительные – на силовом кольце, расположенном вокруг заднего корпуса турбины и соединенном с ним силовыми стержнями.

Из конструктивных особенностей двигателя можно отметить:

- барабанно-дисковую конструкцию роторов (соединительными элементами всех роторов являются стяжные болты (*tie bolts*), которые обеспечивают передачу нагрузок и взаимную центровку деталей роторов);

- кольцевое бандажирование (*shrouding*) рабочих лопаток первой ступени компрессора НД – бандажная полка (*mid-span shroud*) расположена примерно на одной трети длины лопатки от ее конца;

- шарнирную подвеску рабочих лопаток второй ступени компрессора НД и первой ступени компрессора ВД (рабочие лопатки этих ступеней соединяются с диском шарнирным вилочным соединением (*fork joint*); на остальных ступенях используется крепление «ласточкин хвост» (“*dovetail*”) с расположением рабочих лопаток в продольных пазах (*longitudinal slots*));

- передачу радиальных усилий в передней части компрессора ВД через шариковый подшипник ведущей конической шестерни (*drive bevel gear*) центрального узла приводов;

- сварную конструкцию корпусов компрессора;

- рамную конструкцию направляющих аппаратов (*guide vanes*) компрессора;

- трубчато-кольцевую конструкцию камеры сгорания;

- использование двойного конического диффузора (*double-conical diffuser*) с турбулизатором (*turbulizer*);

- отдельную конструкцию жаровых труб (*cans*) и газосборников (*nozzle boxes*) камеры сгорания;

- пленочное воздушное охлаждение (*film air cooling*) стенок жаровых труб и газосборников камеры сгорания;
- использование двухканальных рабочих форсунок (*Duplex fuel nozzles*);
- кольцевое полочное бандажирование (*tip shrouds*) рабочих лопаток турбины (рис. 2.08);

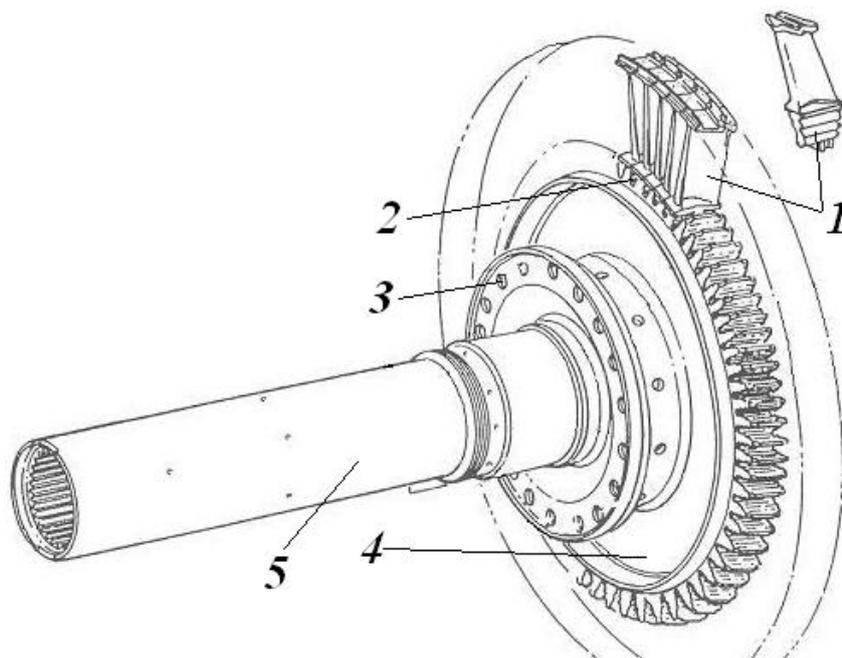


Рис. 2.08. Ротор турбины ВД: 1 – бандажированная лопатка; 2 – соединение «елочка»; 3 – фланцевое болтовое соединение диска и вала; 4 – диск турбины; 5 – вал турбины

- использование соединений типа «елка» (*fir-tree joints*) для крепления рабочих лопаток турбины в дисках;
- применение заклепок (*rivets*) для осевой фиксации рабочих лопаток турбины;
- закрутку потока воздуха, охлаждающего диск первой ступени турбины (*tangential on board injector – TOBI*);
- применение смесителя потоков наружного и внутреннего контуров (*exhaust mixer*);

- применение масляных демпферных устройств (*oil film damper*) на роликовых опорах роторов (рис. 2.09).

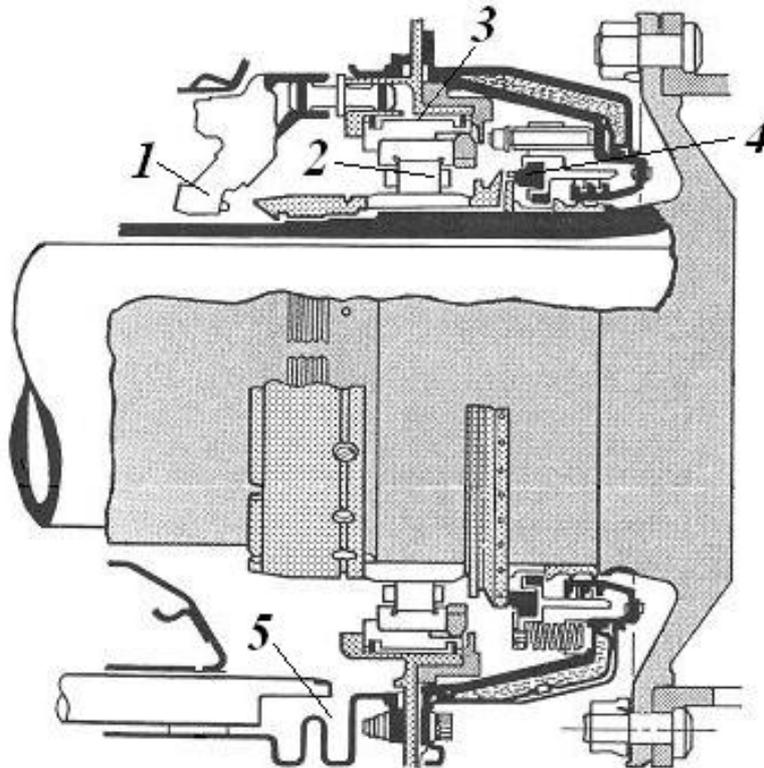
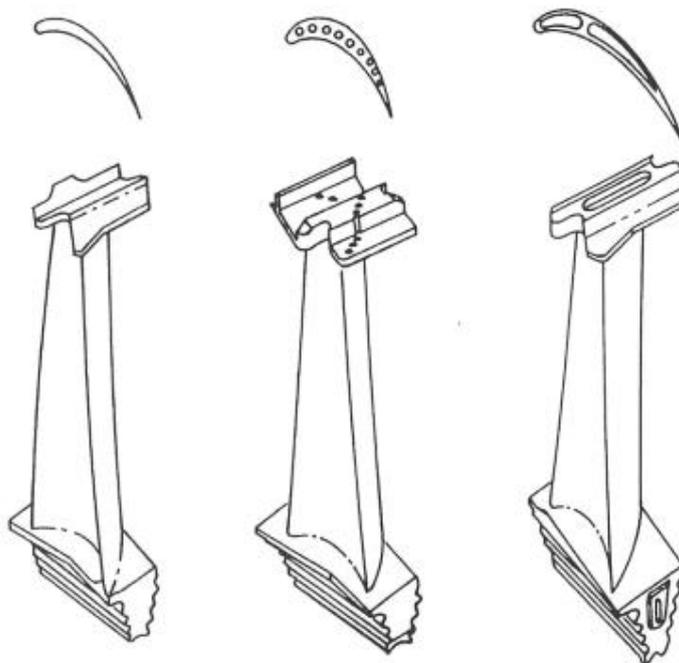


Рис. 2.09. Опора турбины: 1 – масляная форсунка; 2 – роликовый подшипник; 3 – масляный демпфер; 4 – торцевое графитовое уплотнение; 5 – маслосборная полость

Поскольку двигатель выпускался в течение многих лет и имел несколько серий (с 1-ой по 17-ую), то на его примере можно видеть, как совершенствовалась конструкция ГТД. Так, первоначально, на опорах роторов применялись лабиринтные уплотнения; на последних сериях двигателя они были заменены безрасходными графитовыми уплотнениями (*carbon seals*) – подобные уплотнения используются практически на всех современных ГТД.

Рабочие лопатки 1-ой ступени турбины (см., Рис. 2.10) на первых сериях были неохлаждаемыми. В дальнейшем вначале были введены охлаждаемые

лопатки с радиальными каналами (*single pass*), а позже – конструкция лопаток с петлевым движением (*double pass*) охлаждающего воздуха.



*Рис. 2.10. Рабочие лопатки 1-ой ступени турбины (слева направо): без охлаждения; с радиальным движением воздуха; с петлевым движением воздуха*

В сопловых лопатках 1-ой ступени турбины (*рис. 2.11*) первоначально использовалась конструкция с небольшим дефлектором; в дальнейшем его размеры были увеличены, а на последних сериях дополнительно были введены каналы заградительного охлаждения спинки профиля лопатки.

Масляная система двигателя (*рис. 2.12; lubrication system*) представляет собой замкнутую (*closed loop recirculation*) полнопоточную (*full flow*) систему с «горячим» баком (“*hot tank*”). Она состоит:

- из подсистемы нагнетания (*pressure subsystem*), включающей нагнетающий маслонасос (*pressure pump*), давление которого регулируется редукционным клапаном (*regulating* или *reducing valve*), и топливо-масляный радиатор (*fuel-cooled oil cooler*);

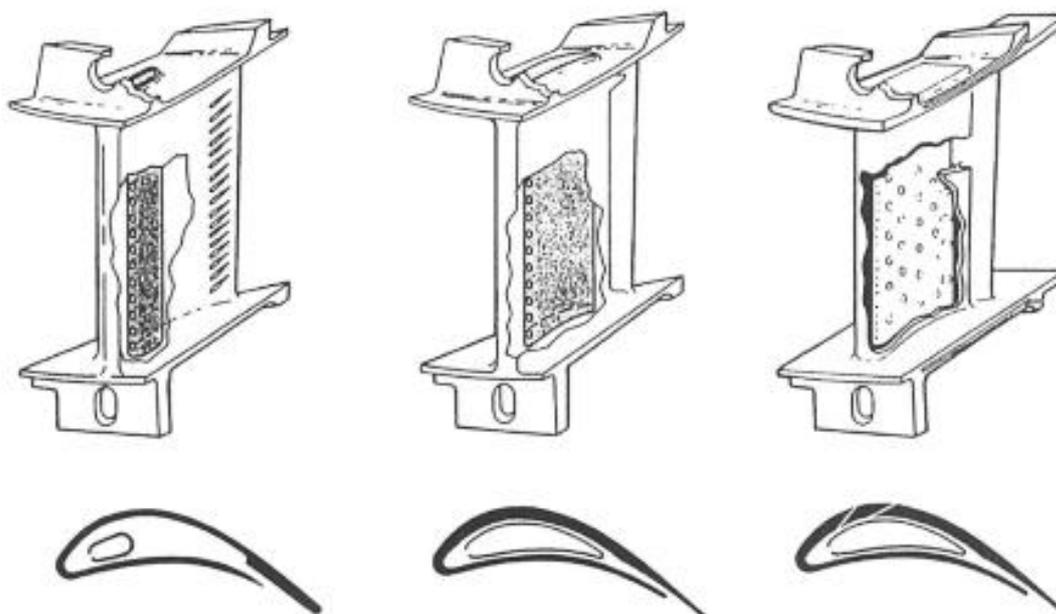


Рис. 2.11. Лопатки соплового аппарата 1-ой ступени турбины: (слева направо) с малым дефлектором; с большим дефлектором; с дефлектором и пленочным охлаждением спинки лопатки

- подсистемы откачки (*scavenge subsystem*), включающей 5 маслосборных полостей (*oil sumps*), 5 откачивающих насосов (*scavenge pumps*) и воздухоотделитель (*de-aerator*) со спиральным движением масла, расположенный в маслобаке (*oil tank*);

- подсистемы суфлирования масляных полостей (*vent* или *breathing subsystem*), соединяющей все масляные полости двигателя и маслобака с полостью коробки приводов (*accessory gearbox*), где размещен центробежный суфлер (*deoiler*).

Нагнетающий и откачивающие насосы шестеренного типа (*gear-type pumps*). Контроль за работой маслосистемы обеспечивается по давлению и температуре масла, входящего в двигатель. Контроль технического состояния различных узлов двигателя, омываемых маслом, осуществляется 4-мя стружкосигналами (*chip detectors*).

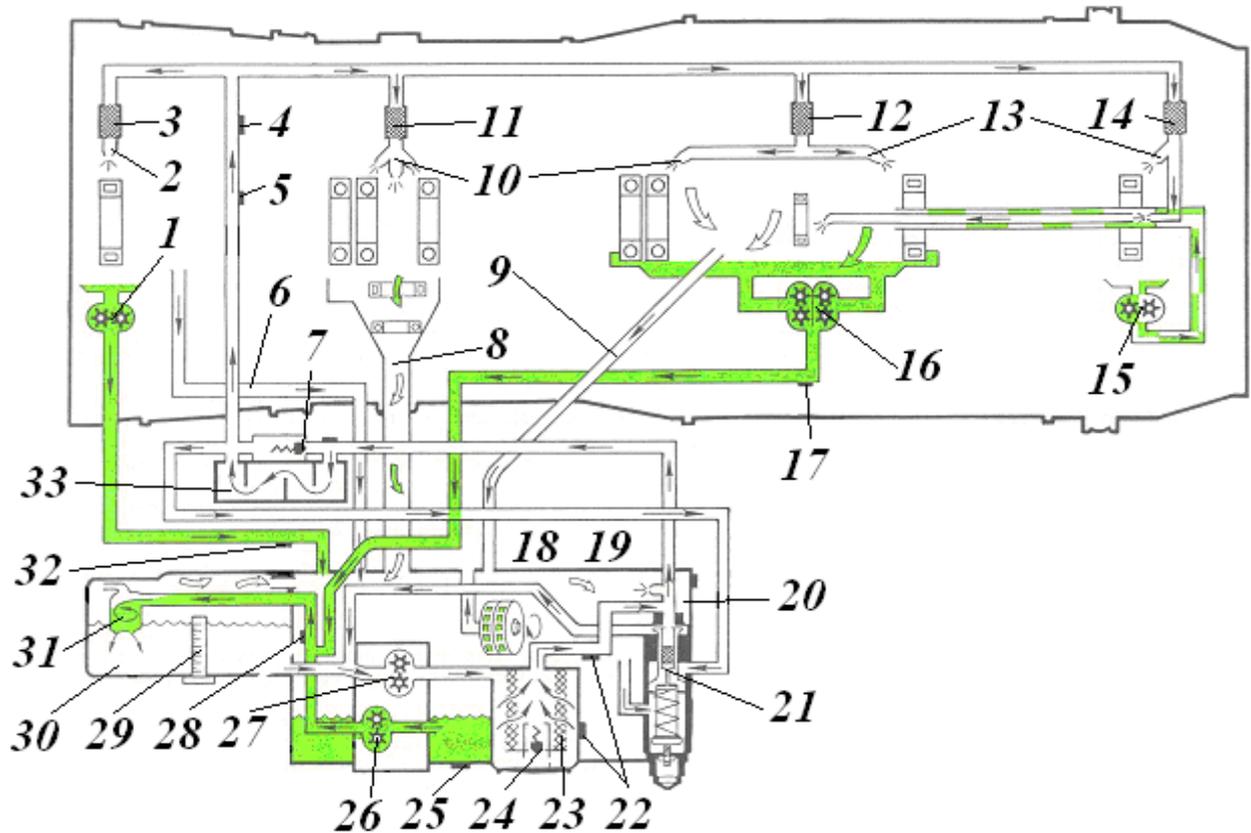


Рис. 2.12. Схема маслосистемы: 1, 15, 16, 26 – насосы откачки (scavenge pumps); 2, 10, 13 – масляные форсунки (oil jets); 3, 11, 12, 14 – фильтры тонкой очистки (last chance filters); 4 – датчик давления масла (oil pressure transmitter); 5 – датчик температуры масла (oil temperature probe); 6, 9 – линии системы суфлирования (vent subsystem lines); 7, 24 – перепускные клапаны (bypass valves); 8 – кожух вала (shaft housing); 17, 25, 28, 32 – сигнализаторы стружки (chip detectors); 18 – суфлирующее отверстие (vent port); 19 – центробежный суфлер (centrifugal de-oiler); 20 – коробка приводов (accessory gearbox); 21 – редукционный клапан (pressure regulating valve); 22 – датчик перепада на фильтре (oil filter pressure difference); 23 – основной маслофильтр (pressure oil filter); 27 – нагнетающий маслонасос (pressure pump); 29 – мерный щуп (dipstick); 30 – маслобак (oil tank); 31 – воздухоотделитель (de-aerator); 33 – топливо-масляный радиатор (fuel-oil cooler)

Система автоматического управления (*engine control system*) гидромеханического (*hydro-mechanical*) типа. Регулируемым (управляемым) параметром является температура газов перед турбиной (*turbine entry temperature - TET*); регулирующим (управляющим) фактором – расход топлива (*fuel flow*). Соответственно, система управления выполнена по незамкнутой (*open-loop*) схеме и температура газов перед турбиной регулируется в зависимости от:

- изменения давления воздуха за компрессором (*compressor discharge pressure (CDP)*);

- частоты вращения ротора ВД (*N2*);

- температуры на входе в компрессор (*compressor inlet temperature - CIT*).

В соответствии с этим регулятор (*Рис. 2.13*) состоит из:

- датчиков давления воздуха за компрессором (*motor bellow*); с ограничителем давления (*CDP limiter*), частоты вращения ротора ВД (*N2 sensor*) и температуры на входе в компрессор (*motor bellow*);

- механического множительного (*multiplying device*) и суммирующего (*summation device*) устройств, обеспечивающих преобразование и суммирование сигналов от датчиков давления воздуха за компрессором, частоты вращения ротора ВД и температуры на входе в компрессор, а также угла положения рычага управления двигателем (*power lever angle*);

- дроссельного крана (*throttle valve*), управляемого через гидравлический усилитель (*servomotor*); последний состоит из управляющего золотника (*pilot valve*), получающего сигнал от множительного устройства, и сервопоршня (*servopiston*), соединенного с дроссельным краном);

- регулятора постоянного перепада давлений (*pressure regulating valve*) на дроссельном кране, выполненного по схеме прямого действия (*direct action*);

- регулятора приемистости (*acceleration limiter*), обеспечивающего корректировку расхода топлива на переходных режимах;

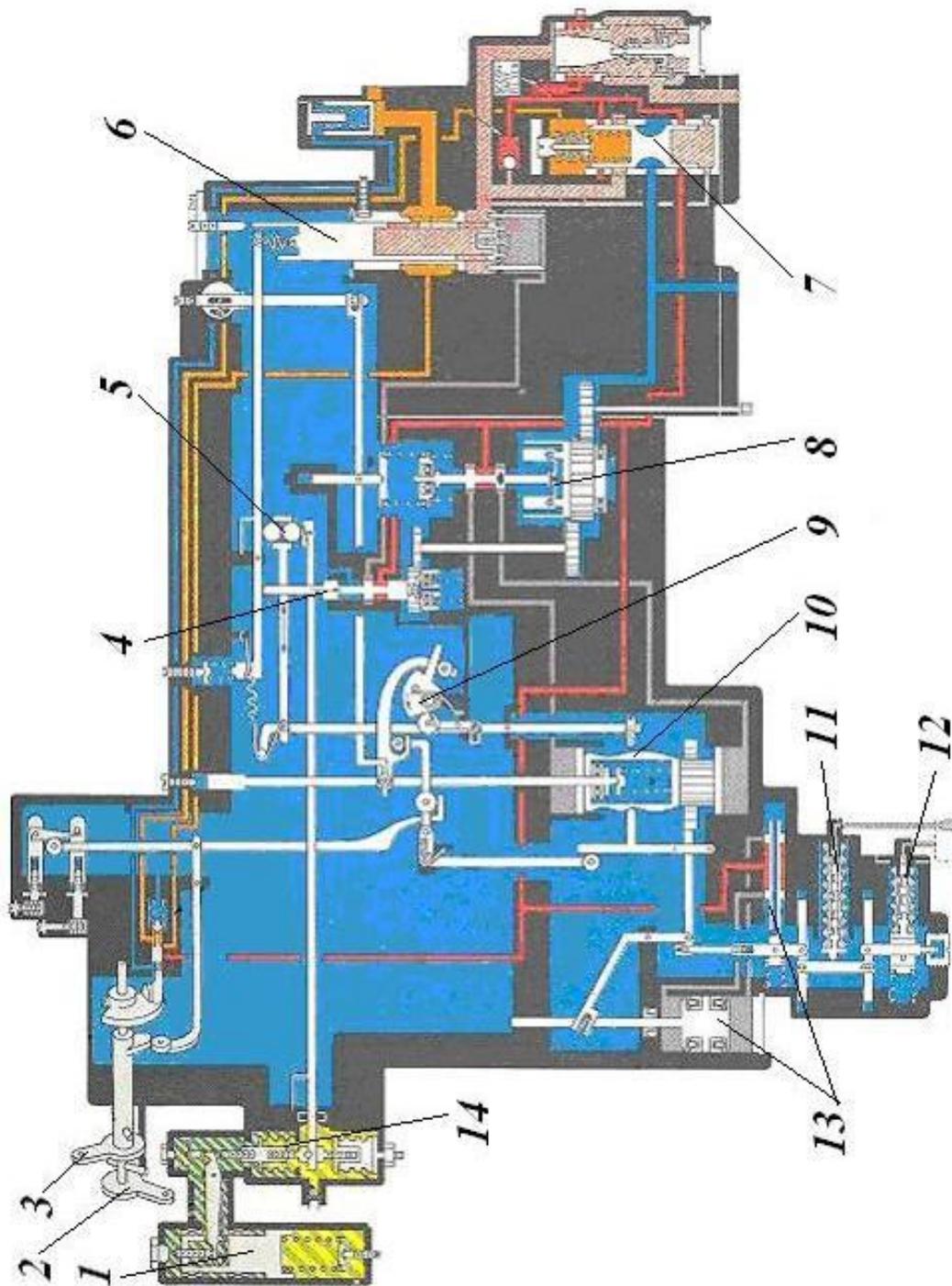


Рис. 2.13. Регулятор Hamilton Standard JFC 60-1: 1 – ограничитель давления за компрессором; 2 – рычаг выключения; 3 – рычаг управления двигателем; 4 – золотник сервомотора дроссельного крана; 5 – множительное устройство; 6 – дроссельный кран; 7 – регулятор перепада давлений на дроссельном кране; 8 – центробежный датчик; 9 – суммирующий механизм; 10 – кулачок автомата приемистости; 11 – датчик температуры воздуха на входе в компрессор; 12 – компенсационный датчик; 13 – сервомотор корректора по температуре; 14 – датчик давления воздуха за компрессором

- системы выключения двигателя, включающей специальный рычаг останова (*shut off lever*).

Заметим, что установка рабочего режима двигателя производится не по температуре газа на входе в турбину (ее замер не производится), а по таблицам отношения полных давлений на выходе из турбины и входе в компрессор. Эта величина носит название *Engine Pressure Ratio (EPR)*.

Контроль за работой двигателя в полете обеспечивался индикаторами стрелочного типа. В качестве примера на *Рис. 2.14* представлена средняя панель приборной доски кабины пилотов самолета *Boeing 727-200*. На ней расположены (последовательно сверху вниз) индикаторы частоты вращения ротора НД (*N1*), *EPR*, температуры выходящих газов (*Exhaust Gas Temperature - EGT*), частоты вращения ротора ВД (*N2*) и расхода топлива (*Fuel Flow*). Подобный инструментарий применялся на всех летательных аппаратах тех лет.



*Рис. 2.14. Панель приборной доски кабины пилотов самолета Boeing 727-200*

Силовая установка самолета с двигателем *JT-8D* снабжена реверсивным устройством (*thrust reverser*), которое является частью мотогондолы. Основными его элементами являются 2 створки, которые в убранном положении являются обтекателями задней части мотогондолы. В рабочем положении створки (*Рис. 2.15*) образуют реверсивное устройство, расположенное после выходного сечения сопла (*post-exit reverser*). Таким образом, на створки сопла действует поток газов, истекающий из реактивного сопла с весьма высокой скоростью.



*Рис. 2.15. Реверсивное устройство на самолете McDonnell Douglas DC-9*

В 70-х г.г. была разработана новая модификация двигателя - *JT8D-200* (*рис. 2.16*), где степень двухконтурности была увеличена до 1,74, двухступенчатый вентилятор был заменен одноступенчатым, а тяга двигателя была увеличена с 14000 lbf до 18500...21700 lbf. Была также модернизирована конструкция основных опор, газовой турбины и смесителя потоков.

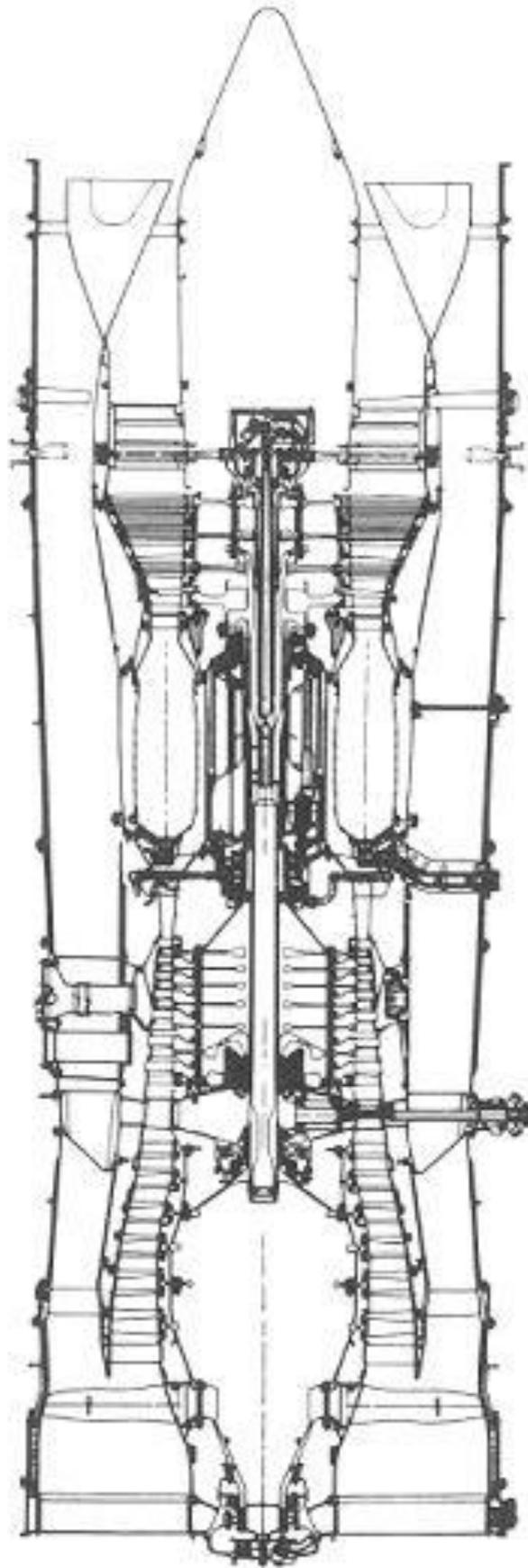


Рис. 2.16. ТРДД Pratt & Whitney JT8D-200

Этот вариант двигателя используется с 1977 г. на самолете *McDonnell Douglas DC-9-80* (впоследствии *McDonnell Douglas MD-80*).

Концепция технического обслуживания (*maintenance concept*) двигателей является типичной для ТРДД малой степени двухконтурности. Основной ее целью является проверка технического состояния различных частей двигателя и, при необходимости, их ремонт или замена. Система технического обслуживания включает:

- плановое техническое обслуживание (*scheduled airline maintenance*), выполняемое при определенной наработке двигателя;
- техническое обслуживание по состоянию (*on-condition airline maintenance*);
- специальные виды контроля (*specific inspections*).

Плановое техническое обслуживание состоит из выполняемых через фиксированные временные интервалы (*hard time*) проверок:

- *A (check A)*, которая в основном базируется на визуальном осмотре (*visual inspection*);
- *B (check B)*, предназначенной для контроля фильтров (*filter inspection*);
- *C (check C)*, в течение которой контролируется горячая часть двигателя (*hot section inspection - HSI*);
- *D (check D)*, во время которой производится обслуживание по тяжелым формам (*heavy maintenance*).

Проверки *A* и *B* выполняются на самолете; при выполнении проверок *C* и *D* двигатель снимается с самолета.

Техническое обслуживание по состоянию базируется на данных, полученных экипажем в полете и на результатах наземного технического обслуживания (включая специальные виды контроля и анализа трендов (*trend analysis*) параметров). При этом учитывается наработка двигателя (*engine life*) как по времени (*hours*), так по термоциклическому нагружению (цикл нагружения в этом случае начинается от малого газа (*idle*), включает переход на

режим повышенной тяги (*high power*) и заканчивается возвращением на малый газ).

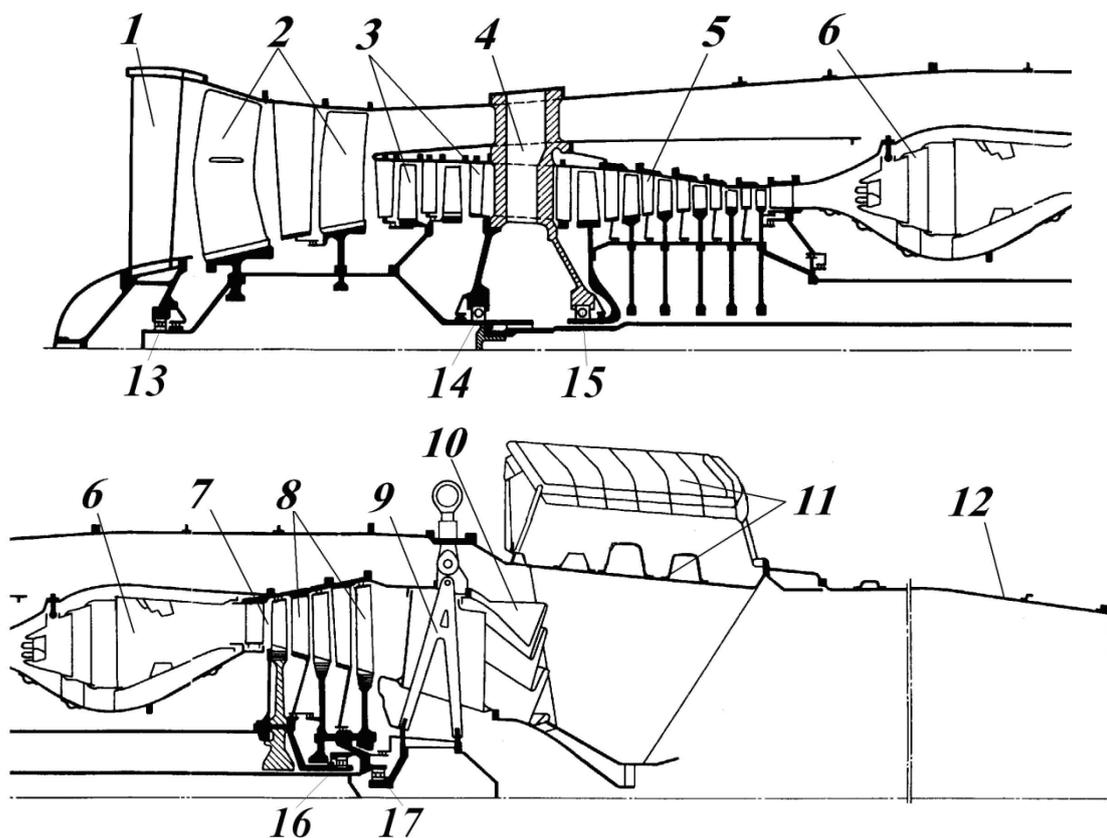
Специальные виды контроля включают:

- спектральный анализ масла (*spectrum oil analysis program - SOAP*);
- проверку магнитных стружкосигнализаторов (*chip detectors*);
- проверку фильтров масляной, топливной и воздушной систем (*filters*);
- рентгеновский контроль (*X-ray*);
- радиоизотопный контроль (*radio isotope inspection*);
- бороскопический контроль (*borescope inspection*).

### ***Николай Кузнецов НК-8***

Советский ТРДД *Николай Кузнецов НК-8* (Рис. 2.17) обладает весьма оригинальной конструкцией. Впервые данная схема была применена на ТРДДФ *НК-6*, подобную же схему имеют также ТРДД *НК-86*, *НК-144* и др. Двигатель сохраняет типичные особенности ТРДД малой степени двухконтурности: двухвальную схему ротора; двухступенчатый вентилятор, встроенный в конструкцию компрессора НД; канал наружного контура, располагаемый по всей длине двигателя, и т.д.

Ротор НД трехопорный и состоит из двух отдельных узлов: 4-х ступенчатого ротора компрессора и 2-х ступенчатой турбины. В роторе компрессора НД первые две ступени компрессора НД – вентиляторные; две задние ступени – подпорные. Располагается ротор на двух опорах: задней – опорно-упорной (шарикоподшипник) и передней – опорной (роликподшипник). Ротор турбины НД имеет лишь одну собственную опору (роликовый подшипник), расположенную за дисками турбины; вал турбины своим передним концом соединяется с ротором компрессора соединительной муфтой, которая и является второй опорой ротора турбины НД.



*Рис. 2.17. Схема ТРДД НК-8: 1 – передний корпус компрессора; 2 – лопатки вентилятора; 3 – подпорные ступени компрессора НД; 4 – промежуточный корпус компрессора; 5 – компрессор ВД; 6 – кольцевая камера сгорания; 7 – турбина ВД; 8 – турбина ВД; 9 – задний корпус турбины; 10 – смеситель; 11 – реверсивное устройство; 12 – реактивное сопло; 13 – передняя опора компрессора НД; 14 – задняя опора компрессора НД; 15 – передняя опора ротора ВД; 16 – задняя опора ротора ВД (межвальная); 17 – опора турбины ротора НД*

Ротор ВД двухопорный. Он состоит из 6-ступенчатого компрессора и одноступенчатой турбины. Роторы компрессора и турбины соединены валом большого диаметра. Ротор ВД опирается на две опоры: переднюю (компрессорную) – опорно-упорную (шариковый подшипник), расположенную в передней части компрессора, и заднюю (турбинную) – опорную (роликовый подшипник), расположенную за диском турбины (эта опора является межвальной и радиальные усилия с ротора ВД через нее передаются на ротор турбины НД).

Усилия с основных опор ротора двигателя передаются через силовые корпуса – кольцевые силовые рамы. Их всего 3:

- передняя опора компрессора НД размещается в переднем корпусе компрессора;
- задняя опора компрессора НД и передняя опора ротора ВД – в промежуточном корпусе компрессора;
- опора турбины НД – в заднем корпусе турбины.

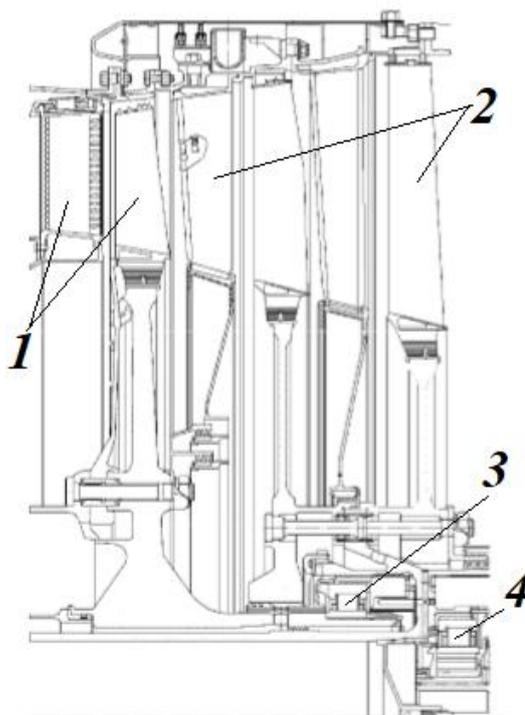
Задняя (турбинная) опора ротора ВД, как указывалось выше, является межвальтной (*Рис. 2.18*).

Передний корпус компрессора сварной; наружная и внутренняя стенки этого корпуса соединены лопатками ВНА компрессора НД. Промежуточный корпус компрессора литой, внутренняя коробка, разделительная и наружная стенки соединены обтекаемыми полыми стойками. Силовыми элементами заднего корпуса турбины служат стержни, расположенные внутри обтекаемых защитных стоек.

Основные узлы подвески размещены на промежуточном корпусе компрессора; дополнительные – на заднем корпусе турбины. Таким образом, силовая схема данного двигателя существенно проще предыдущего: вместо 7 основных опор ротора в ТРДД JT8D у двигателя НК-8 их 5, а вместо 5 силовых корпусов только 3.

Из конструктивных особенностей двигателя можно отметить:

- барабанно-дисковую конструкцию роторов (соединительными элементами всех роторов являются болты);



*Рис. 2.18. Турбина: 1 – турбина ВД; 2 – турбина НД; 3 – задняя опора ротора ВД (межвальная); 4 – задняя опора ротора НД*

- кольцевое бандажирование рабочих лопаток первой ступени компрессора НД и специальную «саблевидную» форму этих лопаток (Рис. 2.19);

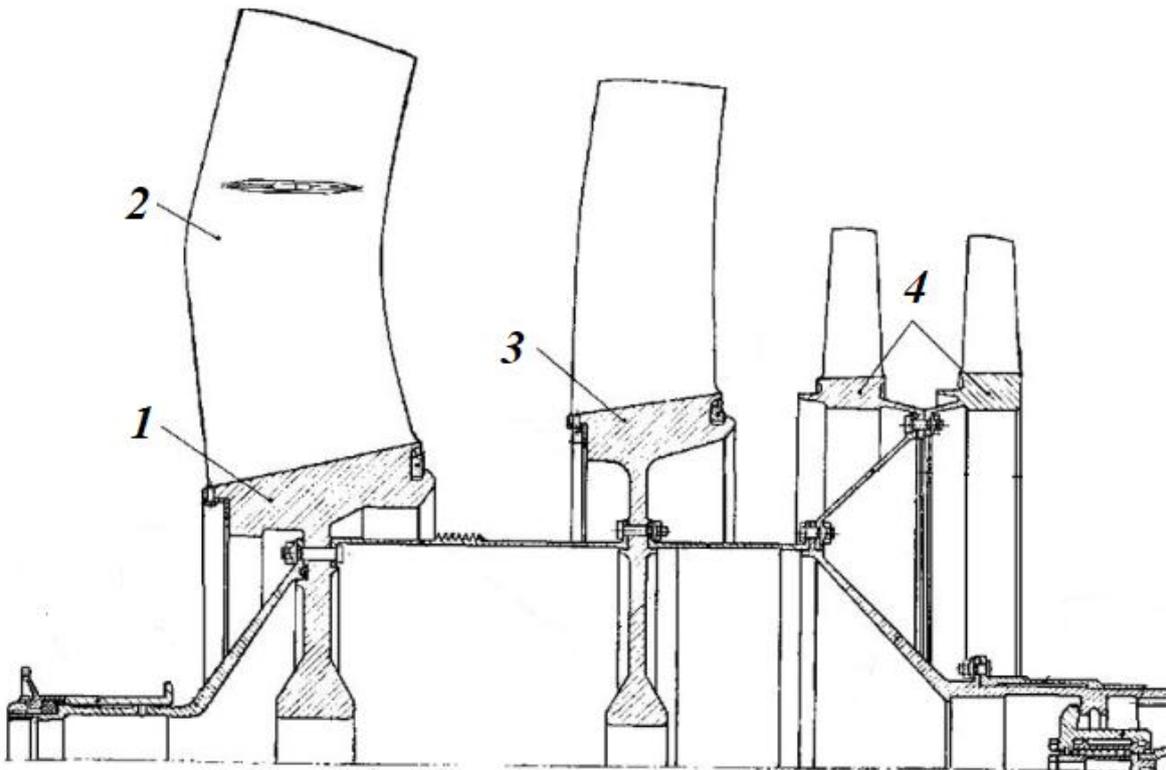


Рис. 2.19. Ротор компрессора НД: 1, 3 – рабочие колеса вентилятора; 2 – широкохордная саблевидная рабочая лопатка 1-ой ступени; 3 – рабочие колеса подпорных ступеней

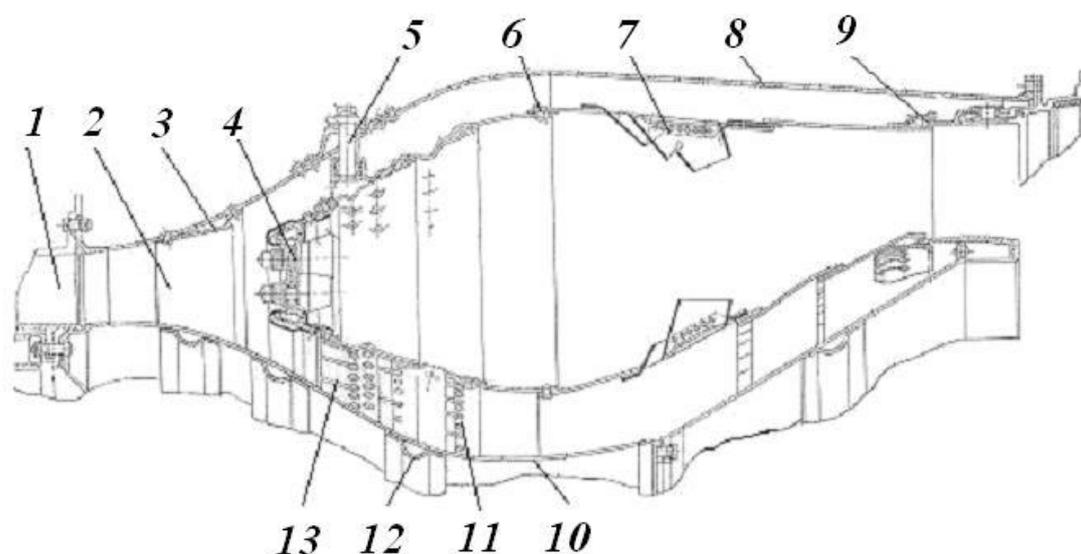
- использование в компрессоре для крепления рабочих лопаток соединения «ласточкин хвост» с их расположением в продольных пазах (для крепления рабочих лопаток вентилятора применялись демпферные соединения «ласточкин хвост»);

- конструкцию корпусов компрессора с рамными направляющими аппаратами;

- наличие местного перепуска над рабочим колесом первой ступени компрессора ВД;

- использование двухпозиционных ВНА (*two-position IGV*) и заслонок перепуска (*bleed flaps*) за V ступенью в компрессоре ВД;

- использование изогradientного диффузора (*isogradiental diffuser*) с турбулизаторами (*рис. 2.20*);



*Рис. 2.20. Камера сгорания: 1 – выходной направляющий аппарат компрессора ВД; 2 – диффузор; 3 – турбулизатор; 4 – головка жаровой трубы; 5 – радиальный штифт; 6 – заклепка; 7 – смесительное сопло; 8 – наружный корпус; 9 – соединение со скольжением; 10 – внутренний корпус; 11 – отверстия для пленочного охлаждения; 12 – ребро жесткости; 13 – термокомпенсационный разрез*

- применение пленочного воздушного охлаждения стенок жаровой трубы камеры сгорания;

- использование смесительных сопел (*dilution nozzles*) в камере сгорания;

- применение многофорсуночной схемы подачи топлива в камеру сгорания, характерной для жидкостных ракетных двигателей (139 рабочих форсунок, разделенных на 2 группы; *Рис. 2.21*);

- кольцевое полочное бандажирование рабочих лопаток турбины с креплением их соединениями типа «елка» к дискам;

- применение дефлекторов (*impingement tube*) в сопловых лопатках турбины ВД и полых сопловых лопаток в турбине НД;

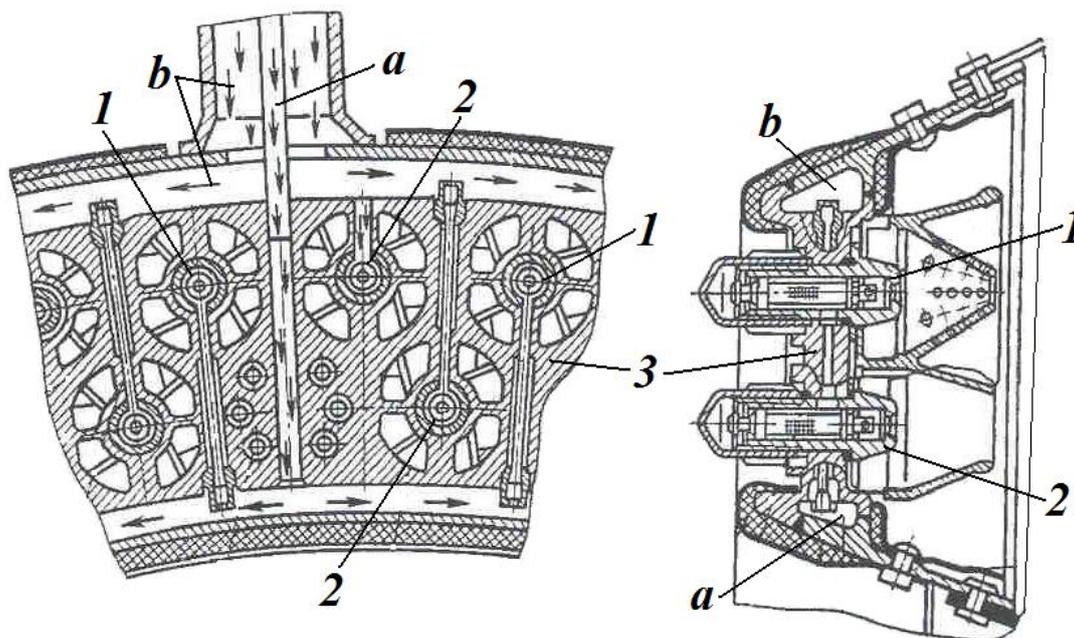


Рис. 2.21. Разрезы фрагментов камеры сгорания с двухканальными форсунками (с отдельными соплами; *a* – канал 1-го контура; *b* – канал 2-го контура): 1 – форсунки 1-го контура; 2 – форсунки 2-го контура; 3 – фронтальная плита

- применение вращающегося дефлектора (*cover plate*) для охлаждения диска турбины ВД;

- использование вала большого диаметра в соединении роторов компрессора и турбины ВД;

- применение упруго-демпферных устройств на опорах роторов (рис. 2.22);

- использование безрасходных графитовых уплотнений масляных полостей опор роторов.

Силовая установка снабжена реверсивным устройством, которое является частью двигателя. Оно расположено за смесителем потоков

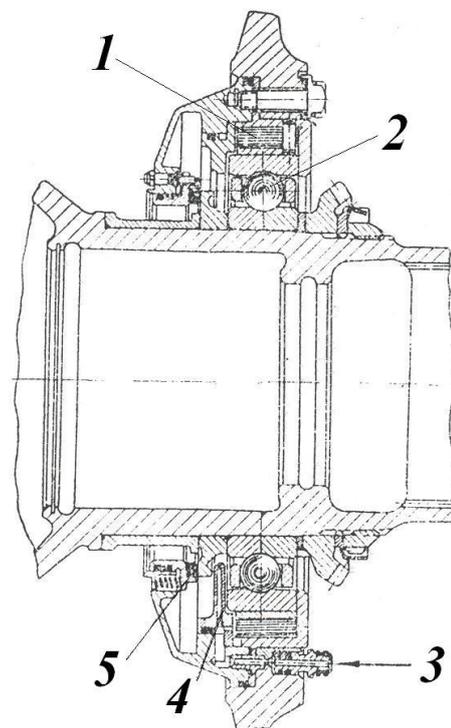


Рис. 2.22. Опора ротора двигателя НК-8: 1 – упруго-демпферный пакет; 2 – подшипник; 3 – подвод масла; 4 – масляная форсунка; 5 – торцевое графитовое уплотнение

наружного и внутреннего контуров (до выходного сечения сопла; *pre-exit reverser*) и включает 2 заслонки и отклоняющие решетки (*cascade-type reverser*), расположенные сверху и снизу газоотводящей трубы двигателя.

В рабочем состоянии заслонки (Рис. 2.23) перекрывают поток, и он направляется к отклоняющим решеткам, которые обеспечивают заданное направление выходящего газового потока. В выключенном состоянии заслонки реверсивного устройства закрывают отклоняющие решетки и образуют канал проточной части выходного устройства – таким образом, заслонки не создают значительного сопротивления газовому потоку. При включенном реверсе проточная часть заслонками полностью не перекрывается, что обеспечивает поддержание заданного противодавления за турбиной.

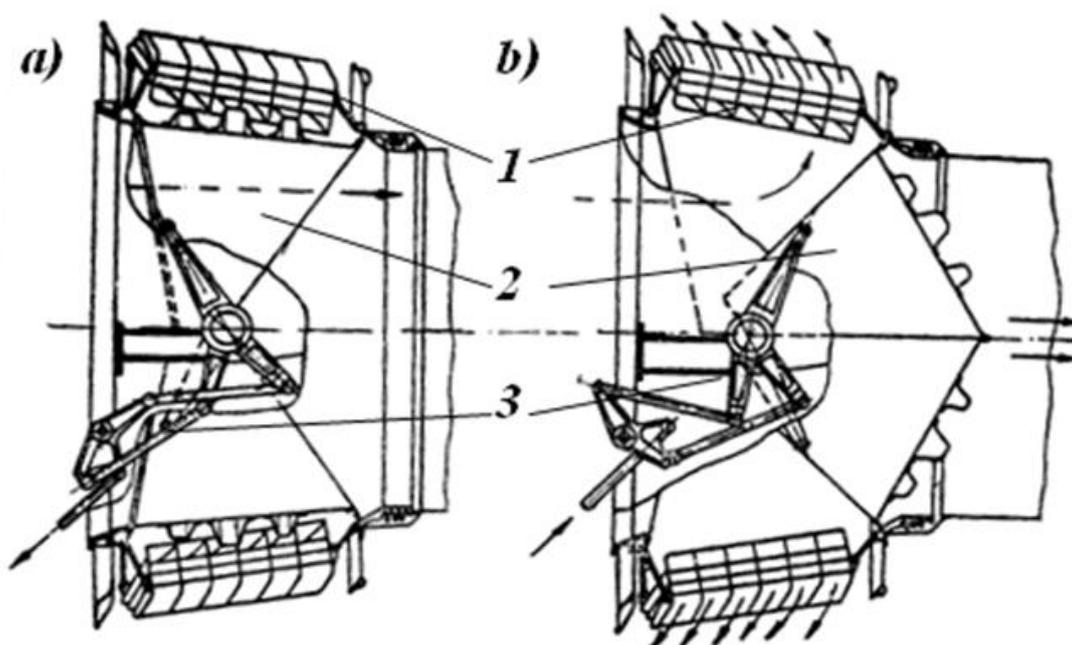


Рис. 2.23. Схема действия реверсивного устройства (а – реверс выключен; б – реверс включен): 1 – решетка; 2 – заслонка; 3 – механизм управления

## 2.2. ТРДД большой степени двухконтурности

ТРДД большой степени двухконтурности (называемые также турбовентиляторными двигателями) выполняются по двух- или трехвальной

схеме. Каждая из этих схем имеет свои преимущества и недостатки. В настоящее время двухвальная схема является более распространенной.

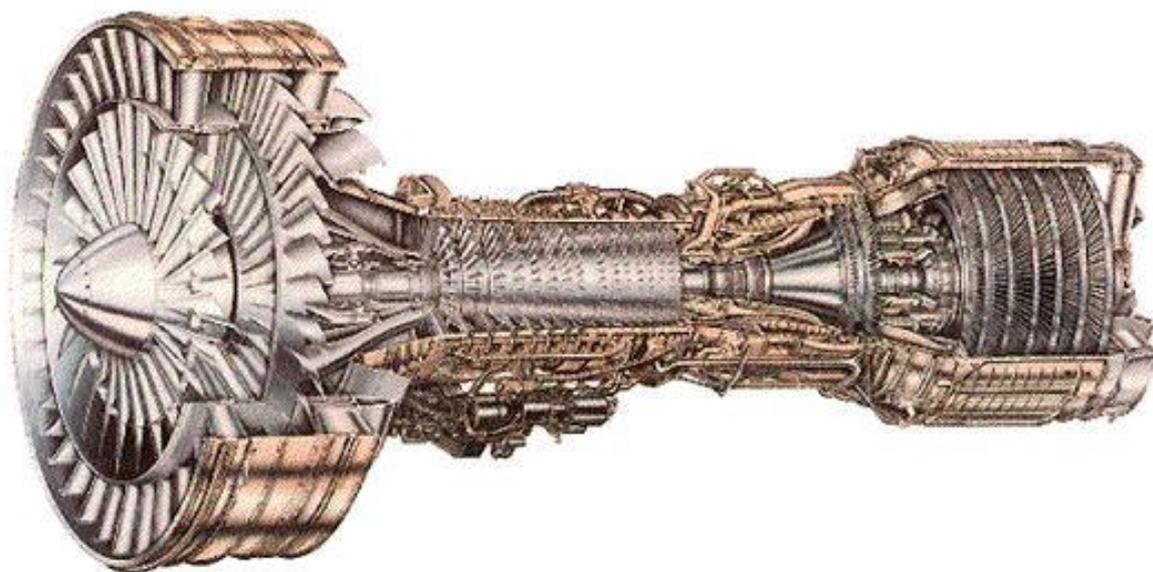
### 2.2.1. Двухвальные ТРДД большой степени двухконтурности

Основными особенностями ТРДД двухвальной схемы являются:

- переднее расположение вентилятора (в «холодной» части двигателя);
- одноступенчатый вентилятор (*single-stage fan*) без ВНА – такой вариант упрощает компоновку двигателя и снижает гидравлические потери на входе в двигатель, но требуемая закрутка рабочих лопаток вентилятора значительно увеличивается;
- подпорный компрессор, ротор которого образует вместе с рабочим колесом вентилятора единый ротор вентилятора/подпорного компрессора; (для обозначения подпорного компрессора используются различные термины: в частности, его иногда называется компрессором НД, бустером (*booster*) или нагнетателем (*supercharger*); ротор вентилятора/подпорного компрессора обычно называется ротором НД);
- наличие поворотных лопаток (*variable stator vanes; VSV*) у входного направляющего аппарата (ВНА) и направляющих аппаратов (НА) нескольких первых ступеней компрессора ВД – они являются основным средством устранения помпажа на двигателях этого типа;
- многоступенчатая малооборотная турбина вентилятора/НД (обычно называется турбиной НД);
- как правило, укороченный наружный контур (*short-ducted turbofan*) и в этом случае отдельные реактивные сопла (*separate jet nozzles*) наружного и внутреннего контуров;
- использование «холодного» реверсивного устройства (*cold stream reverser*), расположенного в наружном контуре.

Первым ТРДД большой степени двухконтурности ( $m = 8$ ) стал двигатель *General Electric TF-39* (1965 г.; США; рис. 2.24), созданный для военно-

транспортного самолета *Lockheed C-5 Galaxy*. На его базе был разработан и первый коммерческий турбовентиляторный двигатель *CF6-6* ( $m = 5,72$ ; устанавливался на пассажирском самолете *McDonnell Douglas DC-10-10*).



*Рис. 2.24. General Electric TF-39*

С одной стороны, в этих ТРДД используются технологии 60-х годов: многоопорная схема роторов; многоступенчатый компрессор ВД (16 ступеней для получения степени сжатия 24,3 в *TF-39* и др. С другой же стороны, эти двигатели имеют конструктивные особенности, ставшие типичными для последовавших за ними турбовентиляторных двигателей: одноступенчатый вентилятор (точнее, в *TF-39* – вентилятор, называемый «полтора-ступенчатым») без ВНА (в *TF-39* периферийная часть вентилятора снабжена ВНА); двухвальная схема с подпорным компрессором; компрессор ВД с поворотными направляющими лопатками (в *TF-39* – 7 ступеней с поворотными лопатками); многоступенчатая турбина НД (в *TF-39* – 6 ступеней); укороченный наружный контур и отдельные реактивные сопла наружного и внутреннего контуров; реверсивное устройство, расположенное в наружном контуре и т.д.

В настоящее время существует достаточно много различных ТРДД большой степени двухконтурности. К ним относятся (см., также *Табл. 3*):

- *CFM International CFM.56-2 (DC-8 Super 71/72/73), CFM.56-3 (Boeing 737-300/400/500), CFM.56-5 (Airbus Industrie A-318/319/320/321/340); CFM.56-7 (Boeing 737-600/700/800/900);*

- *International AeroEngines (IAE) V2500 (Airbus Industrie A319/320/321 и McDonnell-Douglas MD-90);*

- *Pratt&Whitney JT9D (Boeing 747/767, Airbus Industrie A300/310 и McDonnell Douglas DC-10), PW2000 (Boeing 757), PW4000 (Boeing 747/767/777 и Airbus Industrie 300/310/330), PW6000 (Airbus Industrie A318);*

- *General Electric CF6-6 (DC-10-10), CF6-50 (DC-10-30, Boeing 747 и др.), CF6-80 (Boeing 747/767, Airbus Industrie A300/310/330 и др.), CF34 (Bombardier, EMBRAER и др.), GE90 (Boeing 777), Genx (Boeing 787);*

- *GE-P&W Engine Alliance GP7200 (Airbus Industrie A380-800);*

- *Rolls-Royce Tay (Gulfstream и Fokker 70/100), BR 700 (Gulfstream, Bombardier и Boeing 717), AE3007 (EMBRAER ERJ 135 и др.);*

- *Pratt&Whitney Canada PW300 (Gulfstream G200, Hawker 1000, Dassault Falcon 7X и др.), PW500 (Cessna Citation), PW600 (Cessna Citation Mustang и EMBRAER Phenom 100), JT15 (Cessna Citation, Aerospatiale Corvette, Mitsubishi Diamond, Agusta S211 и др.);*

- *Пермское моторостроительное КБ (ПМКБ) «Авиадвигатель» Павел Соловьев ПС-90 (Ту-204/214/234 и Ил-96-300);*

- *Запорожское машиностроительное КБ (ЗМКБ) «Прогресс»/ *Povazske strojarne Letecke motory ДВ-2 (L-59);**

- *PowerJet SaM146 (Сухой Superjet 100) и др.*

Рассмотрим особенности ТРДД данного типа на примере двигателей семейств *CFM International CFM.56, PowerJet SaM146, International AeroEngines V2500 и Pratt&Whitney PW2000/4000.*

Двухвальные ТРДД большой степени двухконтурности

Двигатель	Фирма	Тяга	Масса	<i>m</i>	Степень сжатия	Расход воздуха	Применение
CFM56-3C	CFM International	23500 lbf	4276 lb	6,00	22,6	655 lb/sec	B.737
CFM56-5C	-«»-	31200 lbf	5700 lb	6,60	31,5	1027 lb/sec	A340
V2528-D5	International Aero Engines	28000 lbf	5610 lb	4,70	30,5	825 lb/sec	MD-90
JT9D-59A	Pratt & Whitney	53000 lbf	8850 lb	4,90	24,5	1639 lb/sec	DC10, A300B, B.747
PW2037	-«»-	38250 lbf	7160 lb	6.00	27.6	1210 lb/sec	B.757
PW4052	-«»-	52000 lbf	9400 lb	5.00	27.5	1700 lb/sec	B. 767, A310
PW4084	-«»-	87900 lbf	13700 lb	6.41	34.4	2550 lb/sec	Boeing 777
CF6-50-C2	General Electric	52500 lbf	8731 lb	4,31	30,4	1476 lb/sec	DC10-10, A300B, B.747
CF6-80-C2	-«»-	52500 lbf	8496 lb	5,31	27,4	1650 lb/sec	B.767
CF34-8	-«»-	14500 lbf	2235 lb	5,0	28,0	–	BombardierCR J700, Embraer 170/175
GE90-B4	-«»-	87400 lbf	16644 lb	8.40	39.3	3037 lb/sec	B.777
GENx	-«»-	53000-75000 lbf	–	10	42	–	B.787
GP7270	Engine Alliance	70000 lbf	13050 lb	8.7	45.6	–	A380
PW300	Pratt & Whitney Canada	4750 lbf	993 lb	4.50	23.0	180 lb/sec	BAe 1000
ПС90	Пермское ОАО «Авиа двигатель»	157 kN	2950 кг	4,50	35,5	470 кг/сек	Туполев Ту-204

### CFM International CFM.56

Объединение *CFM International* было создано в 1974 г. фирмами *General Electric* (США) и *SNECMA* (Франция) для организации производства, продажи

и послепродажной поддержки семейства ТРДД большой степени двухконтурности *CFM.56* (в фирме *SNECMA* этот проект рассматривался как *M56* – это обозначение вошло в название совместного двигателя; в *General Electric* – как *GE13*; в аббревиатуре “*CFM*” фирмой *General Electric* было использовано сокращение “*CF*” – *Commercial Fan*, применявшееся ею для семейства ТРДД *CF-6*).

Фирма *General Electric* должна была изготавливать на своих предприятиях газогенератор двигателя (использовался газогенератор военного двигателя *F101*); фирма *SNECMA* – вентилятор и турбину НД. Сборка двигателей должна была вестись поровну в США и Франции, а два региональных центра *CFM International* далее должны были действовать независимо в своих зонах мира, обеспечивая продажу двигателей и их послепродажную поддержку.

Первый двигатель *CFM.56* был запущен в 1974 г. Однако, первая модификация семейства, *CFM.56-1*, оказалась неудачной. Следующая модификация *CFM.56-2* нашла применение, в основном, на самолетах военного назначения. Коммерческий успех способствовал объединению, когда его третий проект, *CFM.56-3*, был выбран фирмой *Boeing* для установки на модификации наиболее распространенных пассажирских самолетов *B.737-300/-400/-500* вместо предлагавшегося фирмой *Pratt&Whitney JT8D-200* (на самолетах *B.737-100/-200* устанавливались ТРДД *JT8D*). Следующий двигатель семейства, *CFM.56-5* (рис. 2.25), устанавливается на более, чем 80% самолетов *Airbus Industrie A318, A319, A320, A321* и *A340*. В результате объединение начало динамично развиваться: к середине 90-х годов его двигатели составляли около 65% от всех, поставляемых на самолеты с пассажироместимостью более 100 мест.

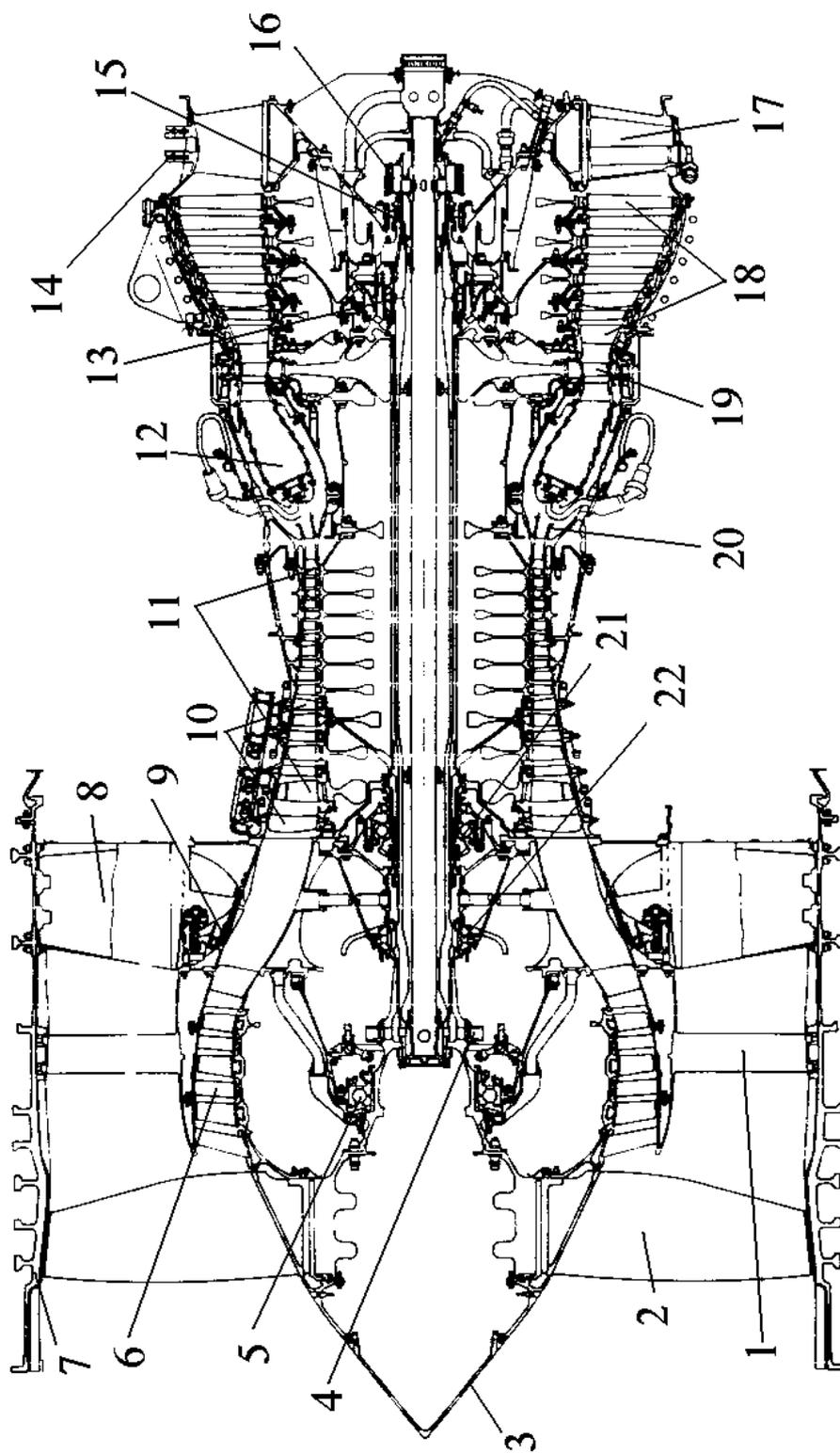


Рис. 2.25. ГРДД СГМ International СГМ.56-5: 1, 2 – вентилятор; 3 – кок; 4, 16 – центробежные суфлеры; 5 – опора №1; 6 – бустер; 7 – корпус вентилятора; 8 – передняя рама; 9 – заслонки перетуска воздуха; 10 – поворотные направляющие лопатки компрессора ВД; 11 – компрессор ВД; 12 – кольцевая камера сгорания; 13 – опора №4; 14, 17 – задняя рама; 15 – опора №5; 18 – турбина НД; 19 – турбина ВД; 20 – срывной диффузор; 21 – опора №3; 22 – опора №2

Следующая разработка, двигатель *CFM.56-7* (это первый серийный двигатель, имеющий двухзонную кольцевую камеру сгорания) устанавливается на дальнейшие модификации *V.737-600/-700/-800*.

В настоящее время в эксплуатации находятся следующие ТРДД объединения *CFM International*:

- *CFM.56-2* (1-3-9+кольц+1-4; тяга – 22000...24000 lbf; удельный расход топлива – 0,36...0,37 lb/lbf hr; степень сжатия – 23,7...25,7; масса – 4617...4820 lb);

- *CFM.56-3* (1-3-9+кольц+1-4; 20000...23500 lbf; 0,38...0,39 lb/lbf hr; 22,6...25,2; 4290...4300 lb); - *CFM.56-5A* (1-3-9+кольц+1-4; 22000...26500 lbf; 0,32...0,33 lb/lbf hr; 24,1...27,8; 4860...4975 lb);

- *CFM.56-5B/C* (1-4-9+кольц+1-4; 21600...32500 lbf; 0,32...0,36 lb/lbf hr; 24,1...33,7; 5250...5670 lb);

- *CFM.56-7* (1-3-9+кольц+1-4; 19500...27300 lbf; 0,35...0,38 lb/lbf hr; 21,7...28,9; 5234 lb).

Все модификации двигателей данного семейства имеют один и тот же газогенератор и конструктивно-силовую схему (Рис. 2.26).

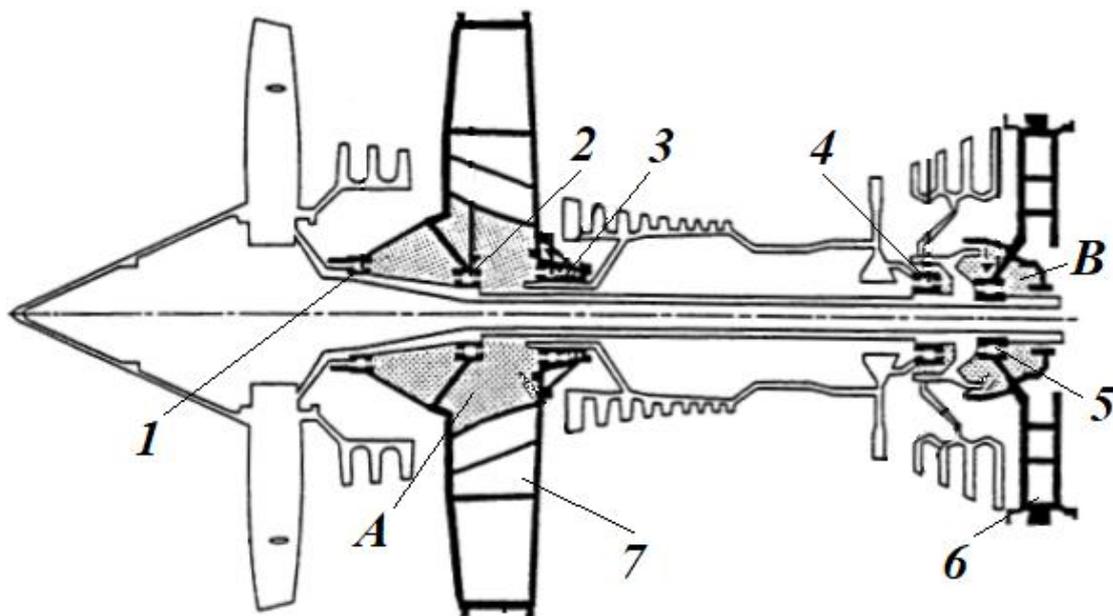


Рис. 2.26. Силевая схема ТРДД *CFM.56* (А – передняя масляная полость; В – задняя масляная полость): 1 – опора № 1; 2 – опора № 2; 3 – опора № 3; 4 – опора № 4; 5 – опора № 5; 6 – задняя рама; 7 – передняя рама

Ротор НД состоит из одноступенчатого вентилятора с 3-ступенчатым бустером и 4-ступенчатой турбины с жестким соединением роторов вентилятора/бустера и турбины НД. Ротор опирается на две основных опоры: шариковый подшипник ротора вентилятора/бустера (опора №1) и роликовый подшипник турбины, размещенный за дисками турбины НД (опора № 5). Кроме того, имеется дополнительная третья опора (опора № 2), включающая роликовый подшипник вентилятора/бустера и подшипник скольжения, вступающий в работу при разрушении роликоподшипника.

Двухопорный ротор ВД включает 9-ступенчатый компрессор и одноступенчатую турбину, соединенные валом большого диаметра. Передняя опора включает шариковый подшипник (в модификациях *CFM.56-5* и *CFM.56-7* шариковый и роликовый подшипники) и расположена перед компрессором (опора № 3); задняя (межвальный роликоподшипник) – за диском турбины ВД (опора № 4).

Статор двигателя имеет только две силовых рамы: переднюю (*forward frame*) и заднюю (*rear frame*). Передняя рама выполнена в виде сварного корпуса с силовыми стойками; в ней размещаются три первых опоры. Задняя рама расположена за турбиной НД – она представляет собой также сварную конструкцию с силовыми стойками, на которую передаются усилия с задней опоры ротора НД. Силовые рамы соединены корпусами компрессора ВД, камеры сгорания и турбины; спереди к передней раме присоединены корпуса бустера и вентилятора.

Одной из характерных особенностей современных ГТД является модульная конструкция. Основная идея такой конструкции состоит в повышении экономической эффективности использования двигателя. Действительно, во-первых, различные узлы (модули) двигателя работают в разных условиях и, в общем случае, значительно труднее обеспечить для газовой турбины (ввиду больших рабочих температур и нагрузок) такой же ресурс, как и для компрессора. Следовательно, в эксплуатации модуль турбины

придется менять чаще, чем, например, модуль компрессора. Во-вторых, при возникновении повреждения, оно первоначально обычно локализуется в одном узле (модуле) и лишь потом распространяется на остальные. При развитой системе контроля и диагностики технического состояния двигателя в принципе возможно выявить это повреждение на ранней стадии и заменить дефектный узел – менять остальные узлы при этом, как правило, не требуется. Ясно, что такие возможности, которые полностью или частично можно реализовать при модульной конструкции двигателя, позволяют существенно снизить эксплуатационные расходы.

Наиболее эффективной является трехступенчатая схема модульной конструкции. На первой ступени возможна замена элементов двигателя «на крыле», т.е., без съема двигателя с летательного аппарата. Как правило, к подобным съемным элементам (*line replaceable units – (LRU)*) относятся агрегаты двигателя (насосы, фильтры, различные контрольные и управляющие устройства, генераторы и т.п.), рабочие форсунки камеры сгорания, рабочие лопатки вентилятора и т.п.

Вторая ступень предусматривает возможность разборки двигателя на «модули» (*module*) или «главные (основные) модули» (*major module*; разными фирмами используется различная терминология). В этом случае двигатель снимается с самолета и разборка осуществляется в специально оборудованных для этой цели мастерских, расположенных обычно в аэропорте базирования данного летательного аппарата.

На третьей ступени каждый из «модулей» (или «главных модулей») может быть соответственно разделен на «субмодули» (*submodule*) или «подмодули», т.е., осуществляется общая разборка двигателя. Этот этап реализуется обычно на ремонтных предприятиях или заводах-изготовителях двигателя, куда отсылаются неисправные «модули».

Примером подобной трехступенчатой модульной схемы и является конструкция ТРДД семейства *CFM.56*. Рассмотрим ее на примере двигателя *CFM.56-3*.

Без снятия двигателя с самолета и его общей разборки могут быть заменены агрегаты двигателя, расположенные на коробке приводов агрегатов, контрольные и управляющие устройства, размещенные на наружных частях корпусов двигателя (элементы противопомпажной системы, системы охлаждения турбины, устройства управления двигателем и т.д.), рабочие форсунки камеры сгорания (форсунки крепятся к корпусу камеры сгорания и не участвуют в фиксации ее жаровой трубы) и рабочие лопатки вентилятора (для их демонтажа необходимо удалить обтекатель рабочего колеса вентилятора (кок)).

Вторая ступень модульной конструкции реализуется за счет деления двигателя на 3 главных модуля (*major module*; *Рис. 2.27*): главный модуль вентилятора и бустера (*fan and booster major module*); главный модуль газогенератора (*core major module*); главный модуль турбины НД (*low pressure turbine major module*) и отдельный модуль привода агрегатов (*accessory drive module*).

Модуль привода агрегатов может быть демонтирован без общей разборки двигателя – он крепится к корпусу вентилятора снаружи и соединяется шлицами с центральным приводом (поэтому он в описании данного двигателя не называется главным). Главный модуль турбины НД (он включает элементы ротора и статора турбины) может быть снят, если рассоединить лишь два соединения: соединение статора турбины НД с сопловым аппаратом 1-ой ступени турбины НД (соединение модулей 12 и 13 – номера модулей см. на *Рис. 2.28*) и соединение вала турбины НД с валом вентилятора (соединение модулей 2 и 14). После этого могут быть рассоединены главный модуль вентилятора и бустера и главный модуль газогенератора – для этого вновь требуется рассоединить лишь два соединения: соединение статора компрессора

ВД с передней рамой (соединение модулей 4 и 6) и соединение передней цапфы ротора компрессора ВД с центральным приводом (соединение модулей 3 и 5).

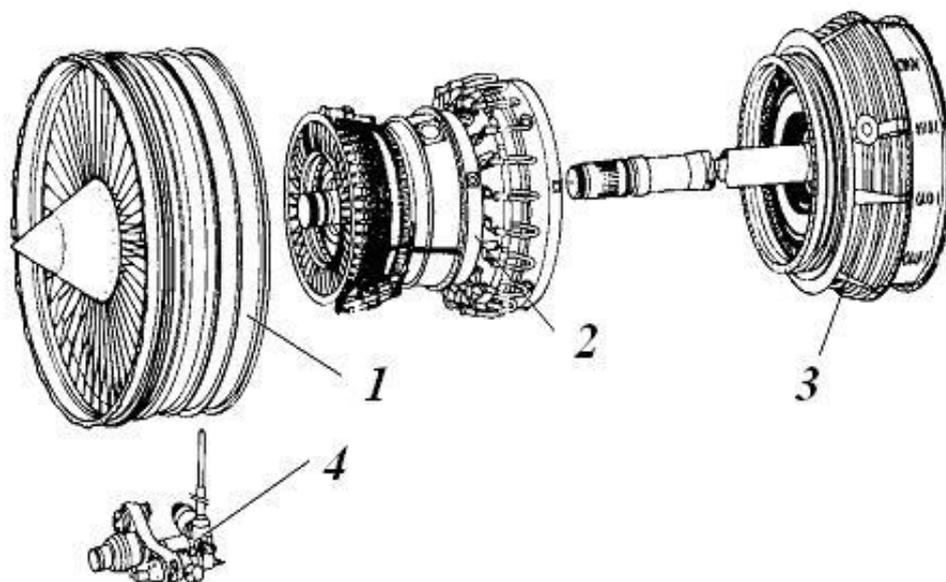


Рис. 2.27. Главные модули: 1 – главный модуль вентилятора и бустера; 2 – главный модуль газогенератора; 3 – главный модуль турбины НД; 4 – модуль привода агрегатов

Каждый главный модуль состоит из нескольких модулей (Рис. 2.28, 2.29).

Так, главный модуль вентилятора и бустера состоит из 4 модулей:

- модуля вентилятора и бустера (модуль 1; *fan and booster*; включает диск вентилятора с рабочими лопатками, а также статор и ротор бустера);
- модуля опор № 1 и № 2 (модуль 2; *№ 1 and № 2 bearing support*; включает вал вентилятора и опоры № 1 и № 2 с их корпусами);
- модуля центрального привода и опоры № 3 (модуль 3; *inlet gearbox (IGB) and № 3 bearing*);
- модуля рамы вентилятора (модуль 4; *fan frame*; включает раму вентилятора и корпус вентилятора с направляющими лопатками вентилятора).

Модуль 1 соединяется с модулями 2 и 4; модуль 2 – с модулями 1, 4 и 14 (в дальнейшем соединения, указанные ранее опускаются); модуль 3 – с модулями 4, 5 и 16; модуль 4 – с модуль с модулями 5, 16 и 17.

Главный модуль газогенератора состоит из 8 модулей:

- модуля ротора компрессора ВД (модуль 5; *HPC rotor*);
- модуля переднего корпуса компрессора ВД (модуль 6; *HPC forward stator*; включает передний корпус с НА первых 6 ступеней компрессора ВД и наружный силовой корпус, расположенный между передним корпусом и корпусом камеры сгорания);
- модуля заднего корпуса компрессора ВД (модуль 7; *HPC rear stator*; включает корпус компрессора с НА 3-х ступеней компрессора ВД и диафрагму подвески);
- модуля корпуса камеры сгорания (модуль 8; *combustor casing*; включает наружный и внутренний корпуса, соединенные в передней части лопатками выходного НА компрессора ВД);
- модуля жаровой трубы камеры сгорания (модуль 9; *combustor liner*);
- модуля соплового аппарата турбины (САТ) ВД (модуль 10; *HPT nozzle*);
- модуля ротора турбины ВД (модуль 11; *HPT rotor*; включает колесо турбины, вращающийся дефлектор, вал турбины и заднюю цапфу ротора турбины);
- модуля первой ступени САТ НД (модуль 12; *LPT nozzle (stage 1)*).

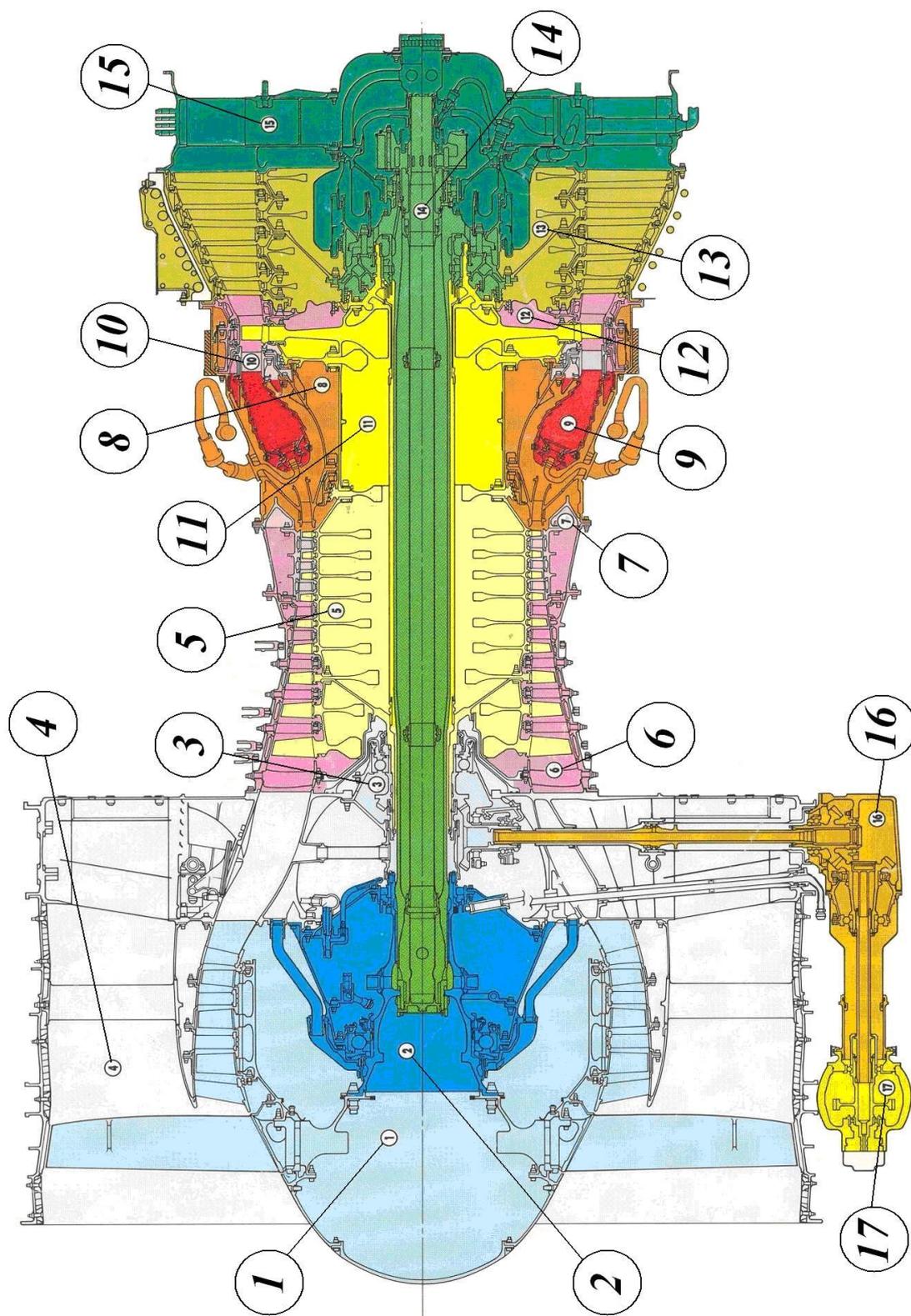


Рис. 2.28. CFM International CFM.56-3 (цифры в кружках – номера модулей)



Рис. 2.29. CFM International CFM.56-3: 1 – вентилятор и бустер; 2 – опоры №1 и №2; 3 – центральный узел приводов и опора №3; 4 – корпус вентилятора 5 – ротор компрессора ВД; 6 – передний корпус компрессора ВД; 7 – задний корпус компрессора ВД; 8 – корпус камеры сгорания; 9 – жаровая труба; 10 – СА турбины ВД; 11 – ротор турбины ВД; 12 – СА 1-ой ступени турбины НД; 13 – турбина НД; 14 – вал турбины НД; 15 – задний корпус турбины; 16 – промежуточная коробка приводов; 17 – коробка приводов агрегатов.

Модуль 5 соединяется с модулем 11; модуль 6 – с модулями 7 и 8 (диафрагма подвески заднего корпуса компрессора ВД закреплена между наружным силовым корпусом переднего корпуса компрессора ВД и наружным корпусом камеры сгорания); модуль 8 – с модулями 9, 10, 12 и 13 (внутренняя стенка жаровой трубы вместе с САТ ВД крепится к заднему фланцу внутреннего корпуса камеры сгорания; наружное кольцо САТ ВД крепится к среднему фланцу наружной стенки корпуса камеры сгорания изнутри совместно с передним фланцем первой ступени САТ НД; между наружным кольцом САТ ВД и наружной стенкой корпуса камеры сгорания зажимается зигзагообразный конец наружной стенки жаровой трубы; задний фланец первой ступени САТ НД установлен между задним фланцем наружной стенки корпуса камеры сгорания и корпусом турбины НД – все три фланца соединяются вместе); модуль 11 – с модулем 14 через подшипник №4 (межвальный роликовый подшипник турбины ВД).

Главный модуль турбины НД состоит из 3 модулей:

- модуля турбины НД (модуль 13; *LPT*; включает облопаченные диски турбины с коническим узлом соединения с валом турбины и корпус турбины с 3-мя задними САТ НД);
- модуля вала турбины НД (модуль 14; *LPT shaft*);
- модуля заднего корпуса турбины (модуль 15; *LPT frame*).

Модуль 13 соединяется с модулями 14 и 15; модуль 14 – с модулем 15 через подшипник № 5 (роликовый подшипник ротора турбины НД).

Модуль привода агрегатов состоит из модуля промежуточной коробки приводов (модуль 16; *transfer gearbox (TGB)*) и модуля коробки приводов агрегатов (модуль 17; *accessory gearbox (AGB)*).

Двигатель имеет следующие конструктивные особенности:

- рабочие лопатки вентилятора (*Рис. 2.30*) имеют бандажные полки (*mid-span shrouds*; на ТРДД *CFM.56-5* и *CFM.56-7* применены бесполочные широкохордные лопатки (*shroudless wide-chord blades*));

- для снятия рабочих лопаток в конструкции соединения лопатки/диск применен специальный промежуточный элемент (*spacer*), позволяющий при разборке сдвинуть лопатку вниз;

- значительно увеличено расстояние между рабочими лопатками и направляющим аппаратом вентилятора;

- корпус вентилятора (Рис. 2.31) прикрыт изнутри акустическими панелями (*acoustical panels*); на наружной стороне он имеет кольцевые ребра жесткости (*stiffening ribs* или *stiffeners*) для удержания допатов вентилятора при разрушении;

- ротор бустера имеет барабанную конструкцию;

- диск вентилятора соединяется с барабаном бустера и валом вентилятора призонными болтами (*tight-fitting bolts*);

- корпус бустера имеет кольцевую структуру;

- в передней силовой раме между контурами (Рис. 2.32) расположены заслонки для перепуска воздуха из внутреннего контура в наружный (*variable bleed valves - VBV*);

- для крепления рабочих лопаток компрессора ВД к дискам используются соединения «ласточкин хвост» в продольных (I...III ступени) и кольцевых (IV...IX ступени) пазах;

- ротор компрессора ВД барабанно-дискового типа и состоит из двух основных частей (*spools*), где диски с барабанными участками соединены электронно-лучевой сваркой (*electron beam welding - EBW*); соединение с передней цапфой и валом турбины – с помощью призонных болтов;



Рис. 2.30. Лопатка вентилятора: 1 – перо; 2 – полка; 3 – платформа; 4 – ножка; 5 – хвостовик

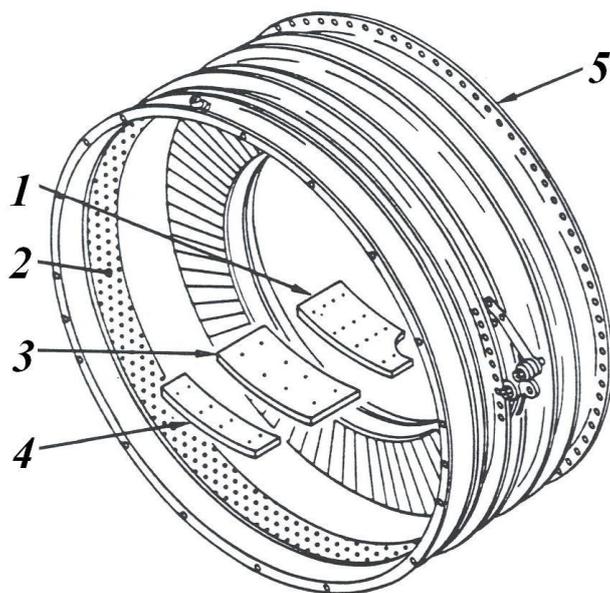


Рис. 2.31. Входной корпус вентилятора: 1, 3, 4 – акустические панели; 2 – легкосрабатываемый слой; 5 – корпус

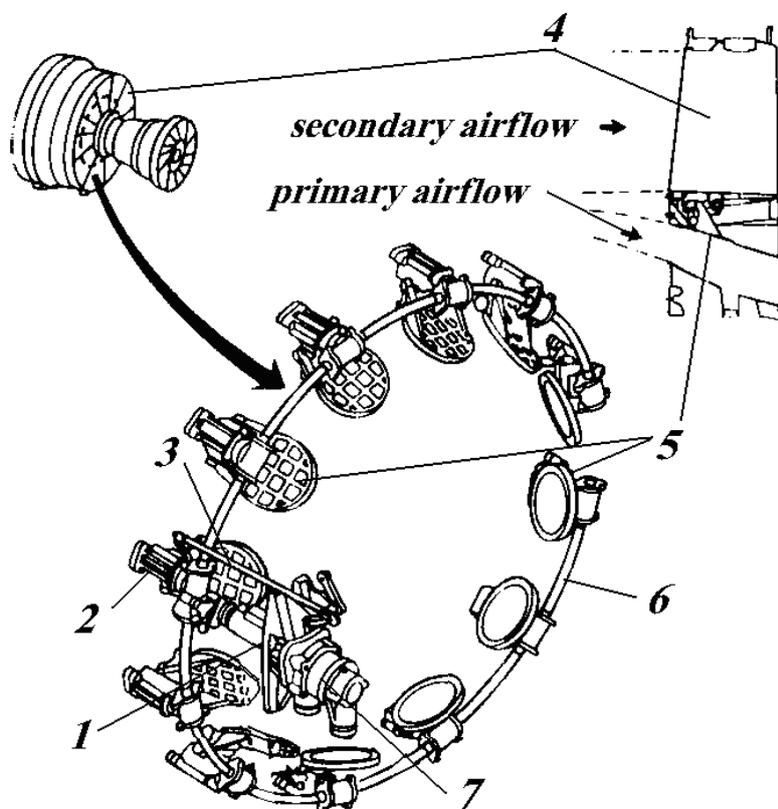
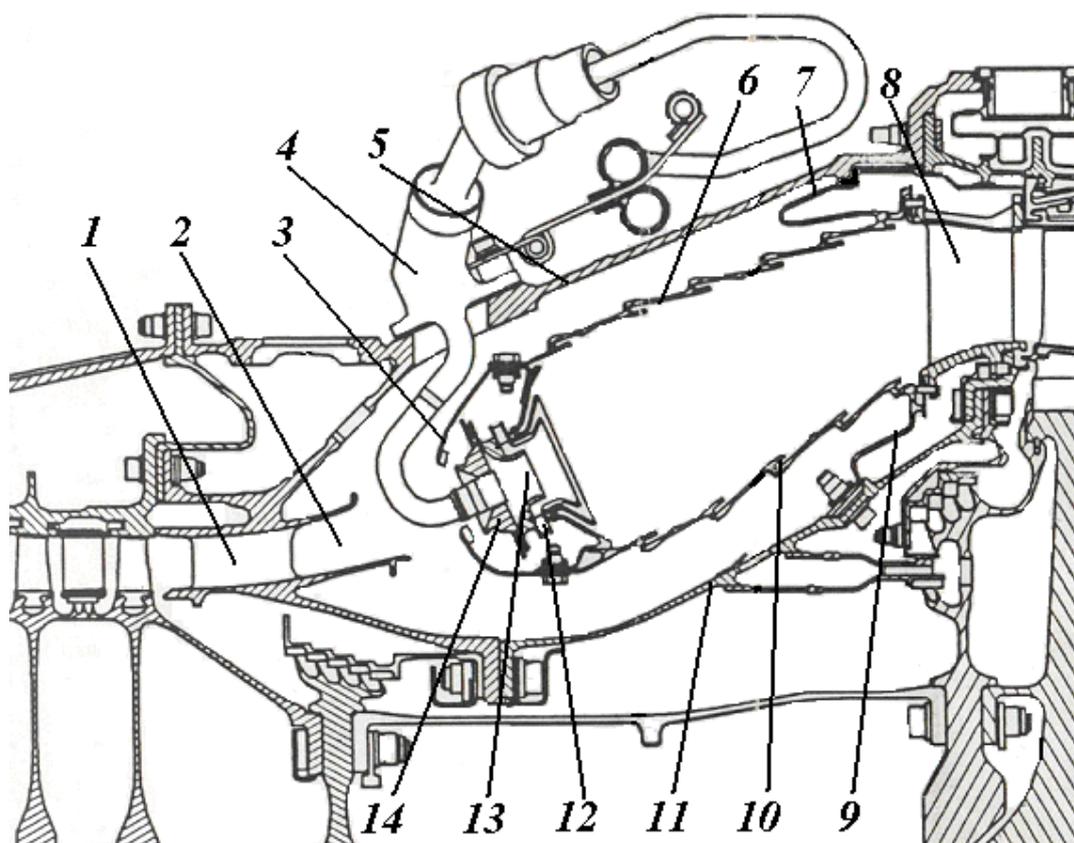


Рис. 2.32. Система перепуска воздуха: 1 – блокирующий механизм; 2 – шариковинтовой механизм; 3 – обратная связь; 4 – передний корпус; 5 – заслонки перепуска воздуха; 6 – гибкий вал; 7 – шестеренный мотор

- корпус компрессора ВД имеет горизонтальный разъем и состоит из переднего и заднего корпусов; в переднем корпусе расположены поворотный ВНА и 3 ступени поворотных направляющих лопаток (*variable stator vanes (VSV)*);

- задний корпус компрессора ВД выполнен по «двухстенной» схеме с подвеской корпуса, существенно снижающей передачу через него нагрузок между компрессором и турбиной;

- на двигателе применена укороченная (*short-length*) кольцевая камера сгорания (*Рис. 2.33*);



*Рис. 2.33. Камера сгорания: 1 – выходной НА компрессора ВД; 2 – «срывной» диффузор; 3 – головные обечайки жаровой трубы; 4 – рабочая форсунка; 5, 11 – корпус камеры сгорания; 6 – жаровая труба; 7, 9 – термо-компенсаторы; 8 – сопловой аппарат турбины ВД; 10 – отверстия для пленочного охлаждения; 12, 14 – завихрители; 13 – камера смешения*

- стенки корпуса камеры сгорания соединены между собой направляющими лопатками IX ступени компрессора ВД; за ними расположен диффузор срывного типа (*dump diffuser*);

- дозировка первичного воздуха обеспечивается головными обечайками жаровой трубы (*liner dome*);

- жаровая труба в передней части имеет 20 смесительных устройств, каждое из которых снабжено 2-мя завихрителями (осевым и радиальным);

- на двигателе CFM.56-7 наряду с однозонной (*single-zone* или *single-annular combustor* (SAC)) используется двухзонная камера сгорания (*double-zone* или *double-annular combustor* (DAC); Рис. 2.34);

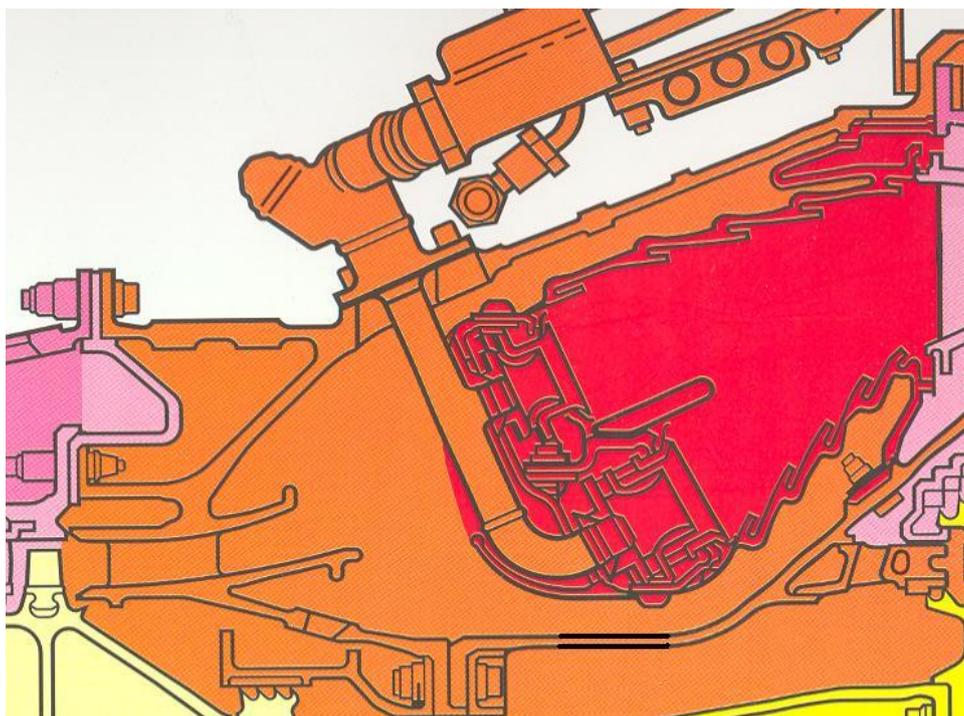


Рис. 2.34. Двухзонная камера сгорания

- охлаждение стенок жаровой трубы осуществляется созданием заградительной воздушной пленки;

- подвеска жаровой трубы к корпусу осуществляется только в задней части;

- турбина ВД имеет охлаждаемые рабочие лопатки и лопатки соплового аппарата;

- рабочие лопатки турбины ВД не имеют бандажных полок; их крепление к диску обеспечивается двухзубым замком (рис. 2.35);

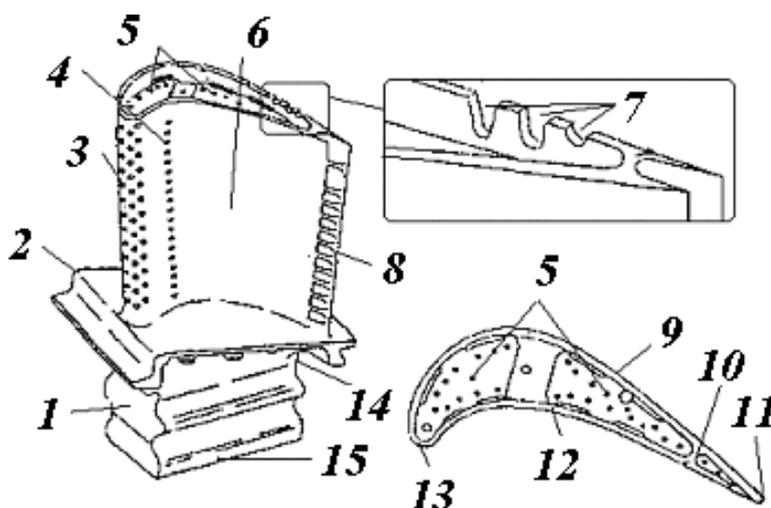


Рис. 2.35. Рабочая лопатка 1-ой ступени турбины: 1 – хвостовик; 2 – платформа; 3 – отверстия для охлаждения передней кромки; 4 – жаберные щели; 5 – отверстия для выхода охлаждающего воздуха; 6 – перо; 7 – контрольные пропилы; 8 – отверстия для выхода охлаждающего воздуха в задней кромке; 9 – стинка; 10 – ребро; 11 – задняя кромка; 12 – корытце; 13 – передняя кромка; 14 – ножка; 15 – зуб хвостовика

- корпус турбины ВД вокруг рабочих лопаток турбины имеет сегменты с Co-Ni-Cu-Al-Y истираемым покрытием (*rub coat segments*; Рис. 2.36);

- рабочие лопатки турбины НД имеют кольцевое бандажирование и крепятся к дискам соединениями «ласточкин хвост»;

- корпус турбины НД неразъемный и имеет на внутренней поверхности теплоизоляционные прокладки (*thermal insulation blankets*);

- минимизация радиального зазора между рабочими лопатки турбины и корпусом достигается применением систем активного управления зазорами (*active clearance control systems - ACCS*); охлаждение корпуса турбины ВД

обеспечивается воздухом, отбираемым из-за V и IX ступеней; охлаждение корпуса турбины НД – воздухом второго контура;

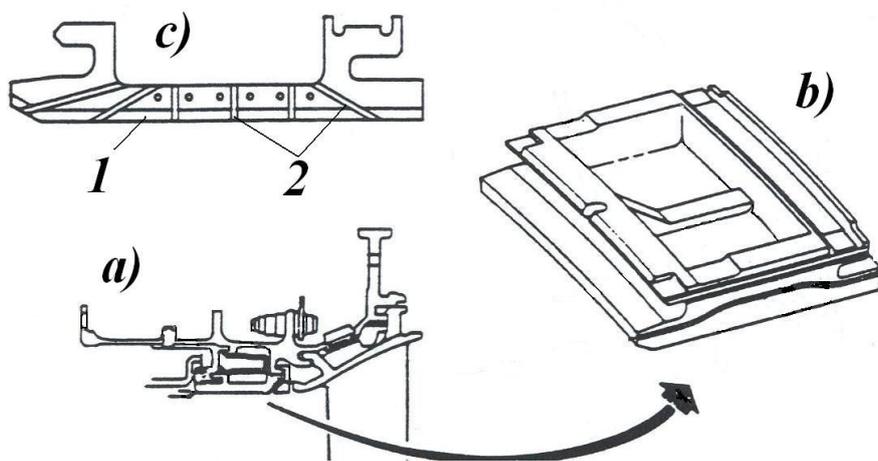


Рис. 2.36. Сегмент 1-ой ступени турбины (а) модуль 12; б) сегмент; в) разрез сегмента): 1 – истираемое покрытие; 2 – отверстия для охлаждения

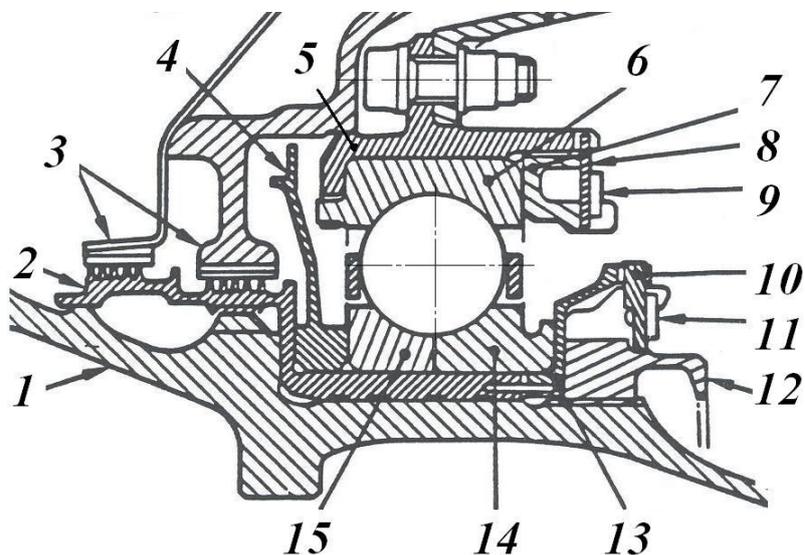


Рис. 2.37. Подшипник вентилятора: 1 – вал вентилятора (fan shaft); 2 – промежуточная втулка (bearing sleeve); 3 – уплотнения опоры (air/oil seals); 4 – маслоотражатель (oil baffle); 5 – корпус подшипника (bearing housing); 6 – наружная обойма (outer race); 7, 12 – гайки (nuts); 8, 10 – замковые шайбы (keywashers); 9, 11 – фиксирующие кольца (retaining rings), 13 – замковое кольцо (lock ring); 14, 15 – внутренние обоймы (inner races)

- стойки задней рамы выполнены одинарными;
- в компрессоре ВД и турбине между ротором и статором применены сотовые уплотнения (*honeycomb seals*);
- на всех уплотнениях масляных полостей опор используются лабиринтные уплотнения (*labyrinth seals*) с наддувом из-за бустера (Рис. 2.37).

Масляная система представляет собой полнопоточную систему замкнутого типа с холодным баком (“*cold tank*”) и предохранительным клапаном (*relief valve*), который открывается при давлении 21 атм (т.е., давление масла в системе не регулируется). Система снабжена также обратным клапаном (*check valve*). В качестве насосов применены специальные шестеренные насосы с внутренним зацеплением (героторные насосы - *gerotor pump*; Рис. 2.38), смонтированные в одном агрегате.

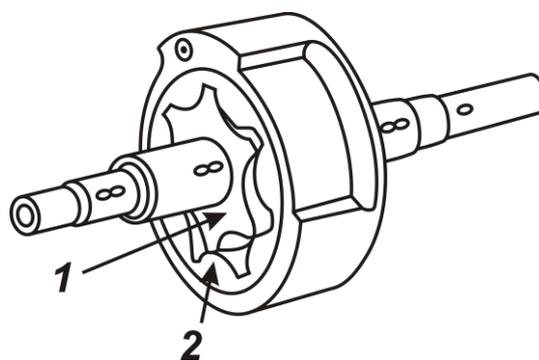


Рис. 2.38. Качающий узел  
маслонасоса

Система суфлирования масляных полостей (*venting system*) включает 2 центробежных суфлера (*rotating air/oil separators*), расположенных в передней (Рис. 2.39) и задней масляных полостях двигателя (масляные полости находятся внутри передней и задней рам; полость маслобака соединена с передней масляной полостью двигателя).

Контроль за работой маслосистемы осуществляется по давлению входящего в двигатель масла (*oil pressure*) и температуре выходящего масла (*scavenge oil temperature*). Контроль маслофильтров в нагнетающей (*pressure filter*) и откачивающей (*common scavenge filter*) частях системы обеспечивается индикаторами засорения (*clogging indicator*); контроль технического состояния элементов, расположенных в передней и задней масляных полостях, а также

коробках приводов осуществляется с помощью 3-х магнитных пробок (*magnetic plugs*).

Топливная система включает двухступенчатый топливный насос (*fuel pump*) со ступенями низкого (*LP stage*) и высокого (*HP stage*) давлений; первая из них представляет собой насос центробежного типа (*centrifugal type fuel pump*), вторая – насос шестеренного типа (*gear type fuel pump*).

Система автоматического управления (*engine control system*) на двигателе *CFM.56-3* смешанного (супервизорного - *supervisory*) типа (Рис. 2.40). Управляющие элементы

системы расположены в основном гидромеханическом регуляторе (*main engine control – (MEC)*) и дополнительном электронном устройстве (*power management control – (PMC)*).

В гидромеханической системе управления регулируемым параметром является приведенная частота вращения ротора ВД (*N2 corrected*): на вход в *MEC* подаются сигналы *N2*, *T25* (полная температура воздуха на входе в компрессор ВД) и *PS12* (статическое давление воздуха на входе в двигатель). Регулирующим фактором служит расход топлива (*WF*).

Основным регулятором является регулятор частоты вращения ротора ВД (*N2* или *speed regulator*). Он представляет собой центробежный регулятор (*centrifugal regulator*) непрямого действия (*indirect action*) и выполнен по замкнутой (*closed-loop*) схеме с обратной связью (*feedback*). Изменение подачи топлива *WF* осуществляется с помощью дроссельного крана (*fuel metering*

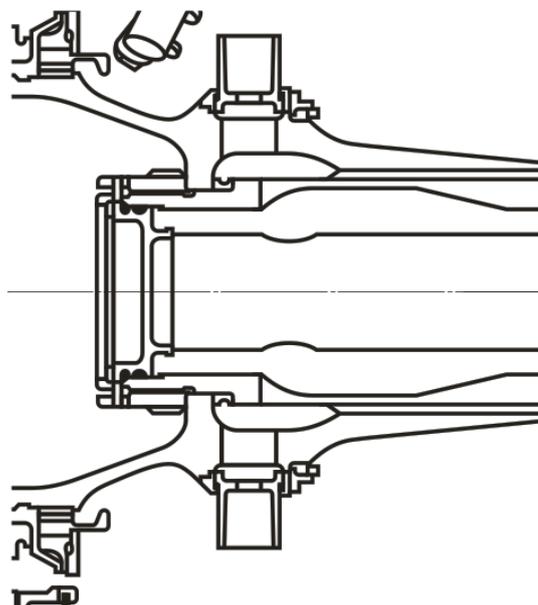


Рис. 2.39. Центробежный суфлер передней маслосборной полости

*valve*), перепад давлений на котором поддерживается постоянным с помощью регулятора перепада (*differential pressure regulator*) непрямого действия.

Гидромеханический регулятор имеет ряд дополнительных устройств: регулятор малого газа (*idle speed trim*); регулятор приемистости/сброса газа (*acceleration/deceleration limiter*) и др. Основной регулятор обеспечивает также управление заслонками системы перепуска воздуха (*VBV*), поворотными лопатками компрессора ВД (*VSV*) и системами активного управления зазорами турбины (*TC1* и *TC2*).

При включении электронного блока *PMC* управляемым параметром становится приведенная частота вращения ротора вентилятора (*NI corrected*): на вход в *PMC* подаются сигналы *NI* (физическая частота вращения ротора НД); *T12* (температура воздуха на входе в двигатель) и *PS12*. *PMC* действует через *MEC*, меняя затяжку пружины (*speeder spring*) центробежного регулятора *MEC*. Таким образом, регулирующим фактором служит также расход топлива (*WF*). Электронный регулятор (*PMC*) является дополнительным устройством и может быть подключен (или отключен) пилотом. Обычно он используется при взлете и наборе высоты (использование *NI corrected* позволяет получить большую тягу).

Двигатели подсемейств *CFM.56-5* и *CFM.56-7* оборудованы электронной системой управления *FADEC* (Рис. 2.41; ее особенности рассмотрены ниже при описании ТРДД *IAE V2500*).

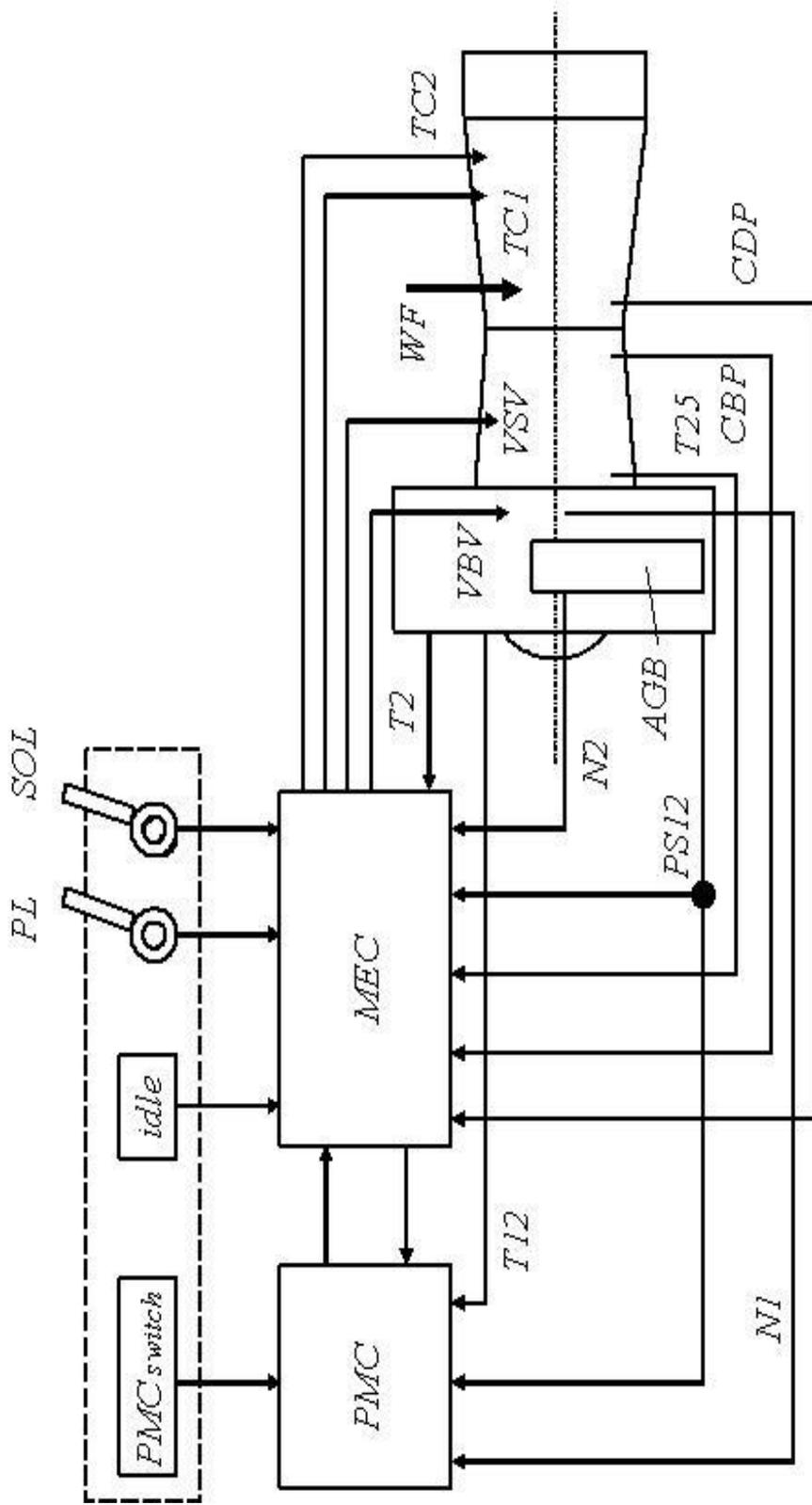


Рис. 2.40. Система автоматического управления (engine control system): AGB – accessory gearbox; CBP – compressor bleed pressure; CDP – compressor discharge pressure; MEC – Main Engine Control; NI – fan rotor RPM; N2 – HP rotor RPM; PMC – Power Management Control; PS12 – fan inlet pressure; SOL – shut off lever; T12, T2 – fan inlet temperature; T25 – HP compressor inlet temperature; TC1 – HP turbine clearance; TC2 – LP turbine clearance; VSV – variable bleed valves; WF – fuel flow.

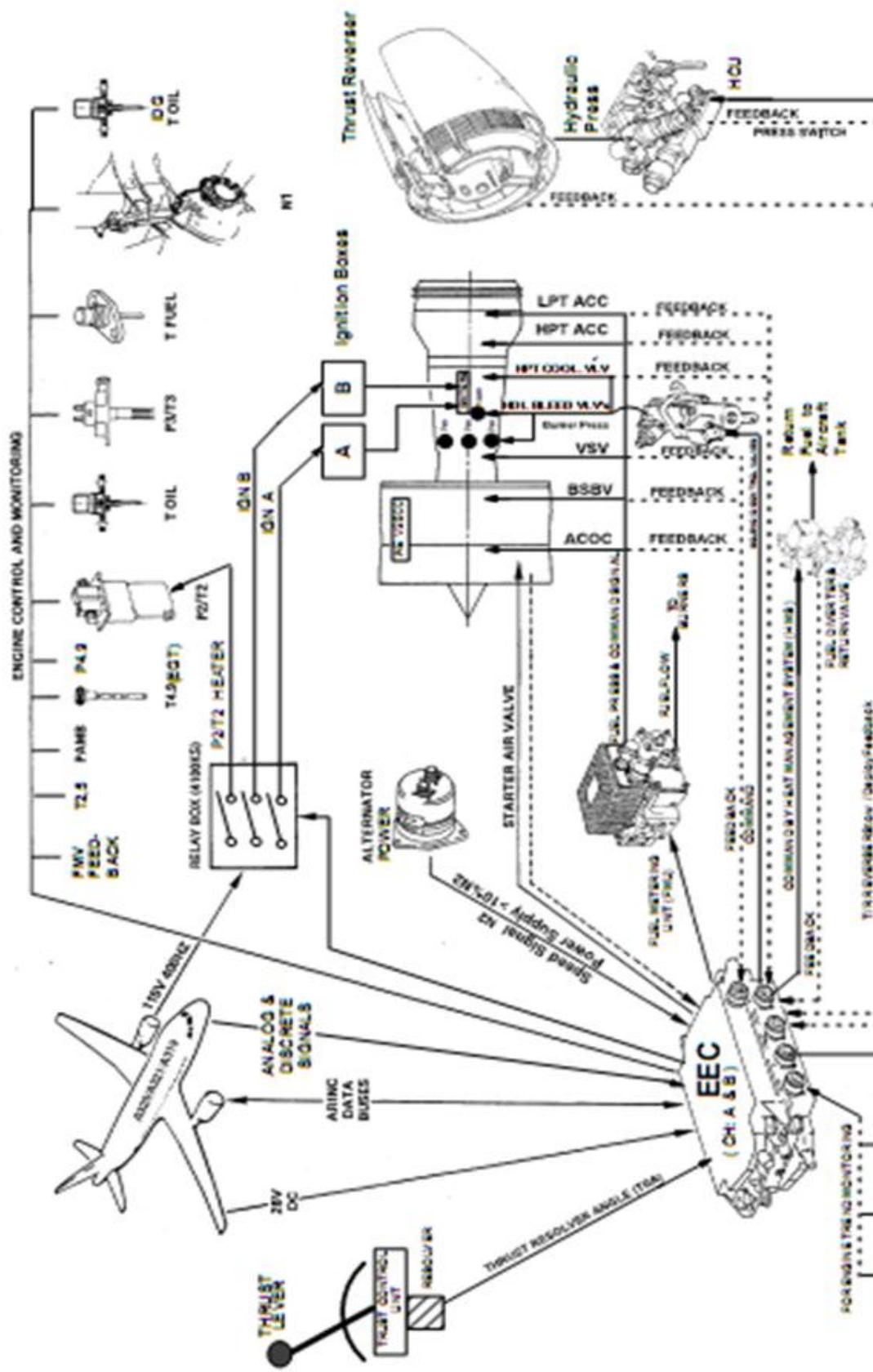


Рис. 2.41. Схема элементов и связей FADEC

### ***PowerJet SaM146 (СМ 146)***

В 2001 г. самолетостроительный консорциум «Гражданские самолеты Сухого» (в консорциум входили российские корпорации «ОКБ и Авиационный военно-промышленный комплекс Сухой» и «Авиакомплекс имени Ильюшина», а также фирма *Boeing*, США) объявили о проектировании самолета *RRJ* (*Russian Regional Jet*). Силовую установку для этого самолета начало разрабатывать НПО «Сатурн» (Россия). Примерно в то же время (1999 г.) французская компания *SNECMA* начала разработку газогенератора *DEM21 – Demonstrator 2001* для двигателей, предназначенных для самолетов подобного класса.

В результате переговоров возник совместный проект по созданию ТРДД *SaM146* в классе тяг 14000...18500 lbf ( $m = 4,43$ ), предназначенного для регионального пассажирского самолета *RRJ*, который трансформировался в самолет *Сухой Superjet 100 (SSJ100)*. Первоначальное соглашение о сотрудничестве между компаниями *SNECMA* и НПО «Сатурн» (с ответственностью 50/50) для производства семейства ТРДД *SaM146* было подписано в 2005 г.

Двигатель *SaM146* (рис. 2.42) был создан на базе семейства ТРДД *CFM.56*. Фирма *SNECMA* обеспечила разработку общей компоновки двигателя, газогенератора, электронной системы управления с полной ответственностью (*FADEC*) и привода агрегатов. НПО «Сатурн» отвечало за систему низкого давления и мотогондолу двигателя.

Силовая схема двигателя *SaM146* полностью повторяет схему двигателей семейства *CFM International CFM.56*. В настоящее время выпускаются два идентичных по конструкции варианта двигателей: *SaM146-1S17* и *SaM146-1S18*. ТРДД выполнены по схеме 1-3-6+кольца+1-3 и имеют следующие параметры (*SaM146-1S18*): тяга (взлетная) – 79,2 кН (16100 lbf); удельный расход топлива (крейсерский) – 0,629 lb/lbf-hr; степень сжатия – 28; степень двухконтурности – 4,4; масса (сухая) – 2260 кг.

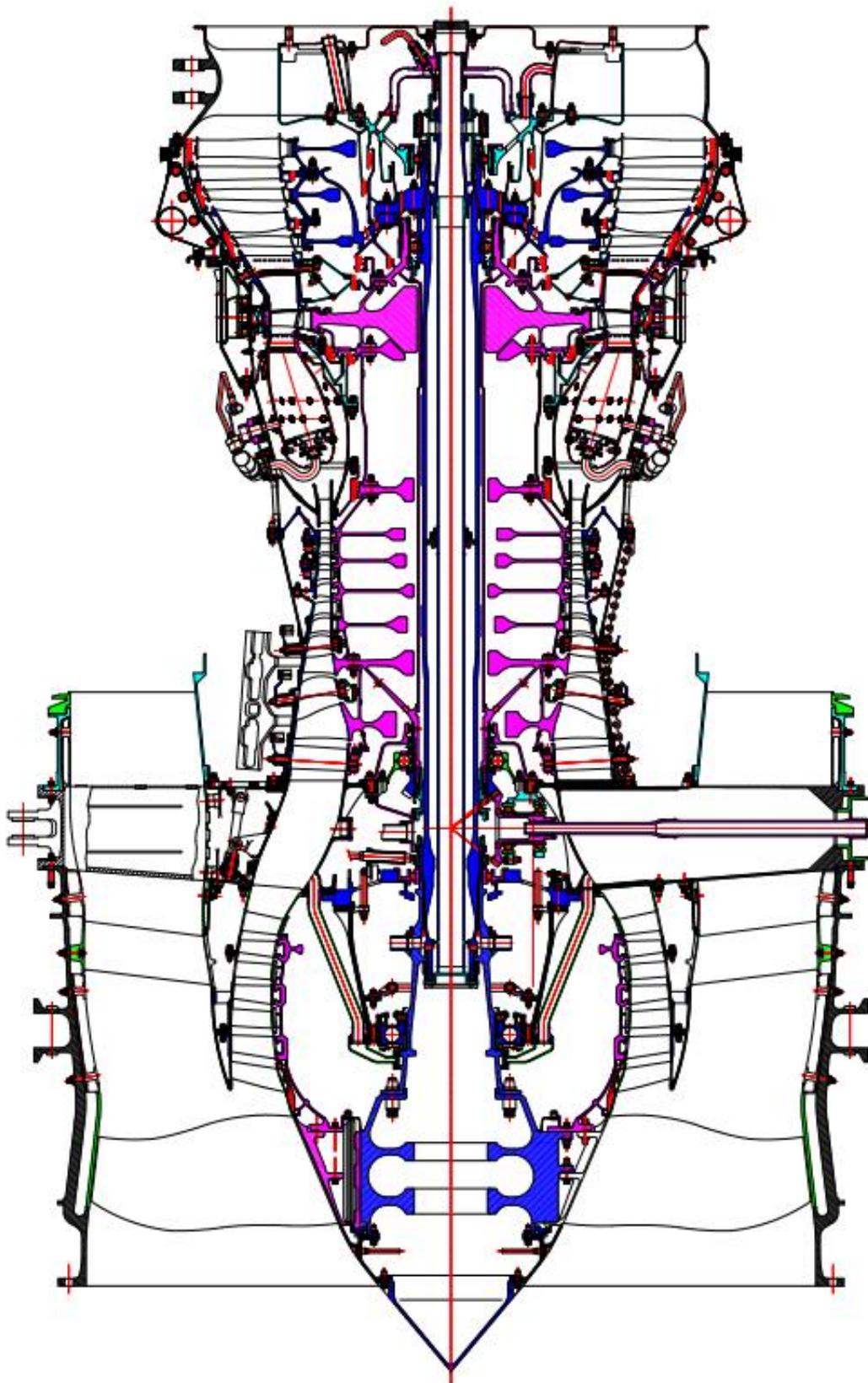


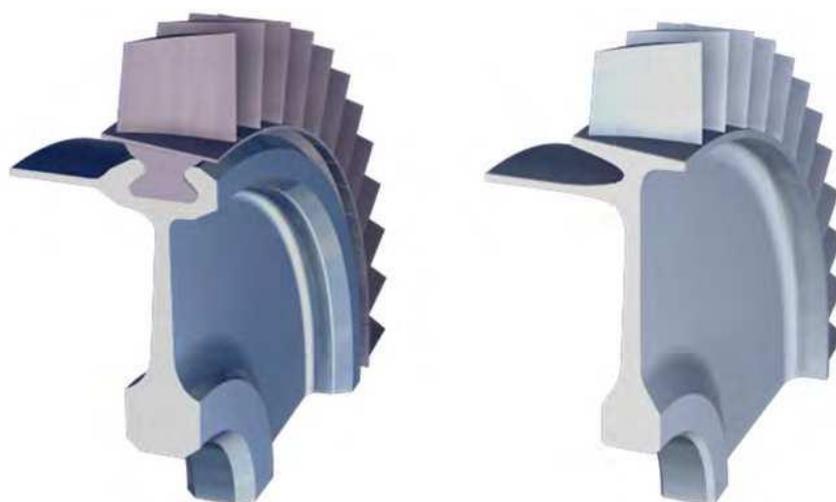
Рис. 2.42. ТРДЦ PowerJet SaM146 (СМ 146)

Двигатель имеет ряд технологических и конструктивных особенностей, характерных для современных ТРДД. К ним относятся:

- все лопаточные решетки компрессора и турбины получены методом пространственного профилирования (*3D design*), что позволяет значительно улучшить их характеристики (увеличить напорность, снизить газодинамические потери, обеспечить повышенную прочность);

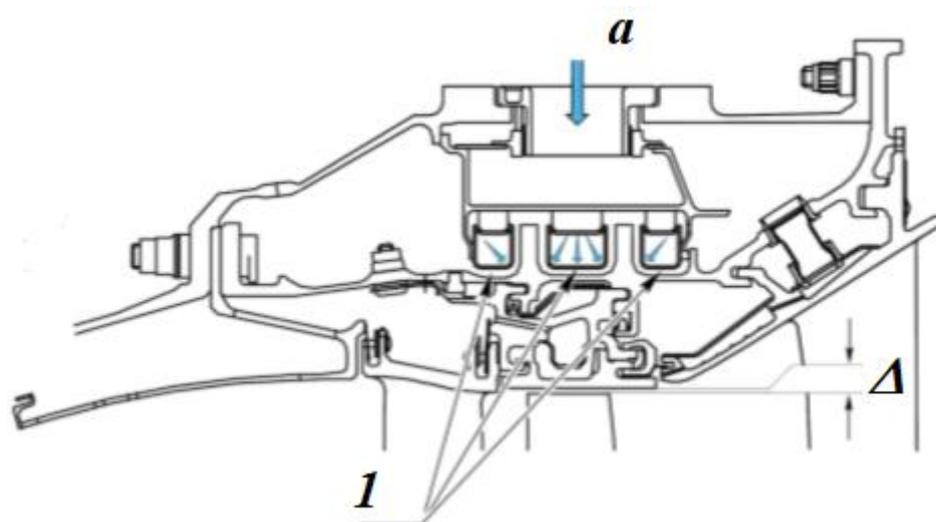
- широкохордные лопатки вентилятора, подобные тем, которые применяются на двигателе *CFM.56-7* (при этом улучшаются вибрационные характеристики лопаток; увеличивается напорность ступени, расход воздуха и, следовательно, тяга двигателя; повышается стойкость рабочих лопаток к повреждениям посторонними предметами; улучшается защита внутреннего контура ТРДД от попадания посторонних предметов, пыли и грязи; повышается ремонтпригодность лопаток);

- *blisk* - конструкция первых 2-х ступеней компрессора ВД (*Рис. 2.43*), в которой рабочие лопатки и диски представляют монолитную конструкцию, что уменьшает количество деталей, снижает концентрацию напряжений в дисках и улучшает обтекаемость (КПД компрессора может быть повышен на 8 %);



*Рис. 2.43. Рабочее колесо компрессора: обычное соединение лопаток с диском (слева); соединение blisk (справа)*

- развитая система обеспечения устойчивой работы компрессора (двухвальная схема ТРДД, перепуск воздуха в наружный контур из-за компрессора НД и одной из ступеней компрессора ВД, 3 ряда поворотных направляющих аппаратов компрессора ВД);
- укороченная малоэмиссионная кольцевая камера сгорания с пленочным охлаждением, подобная той, которые применяются на двигателе *CFM.56-3*;
- монокристаллические рабочие лопатки турбины;
- система активного управления зазорами турбины ВД (*Рис. 2.44*).

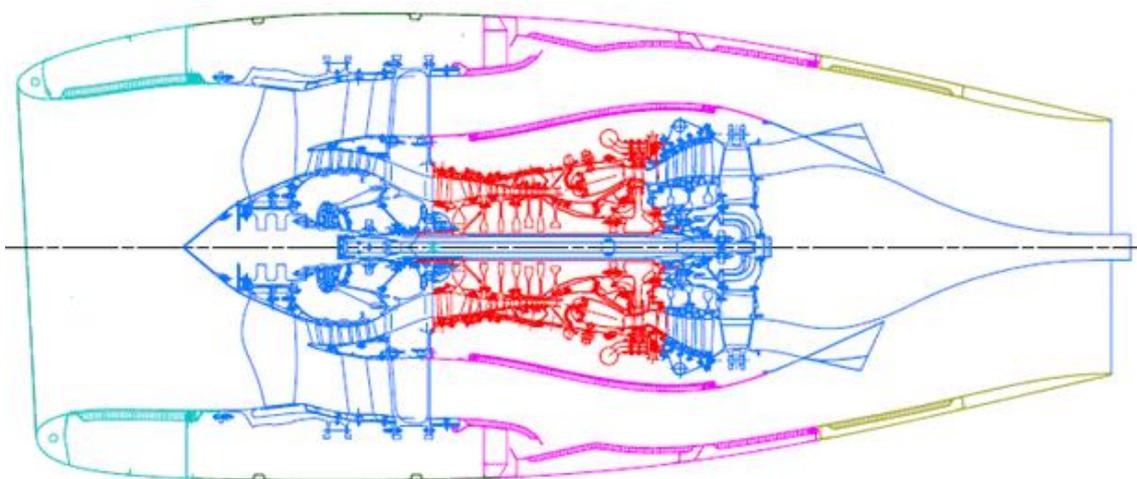


*Рис. 2.44. Управление радиальными зазорами (а) подвод воздуха из-за 3-ей или 6-ой ступени компрессора; Δ – изменение радиального зазора): 1 – дефлекторы обдува корпуса турбины*

Двигатель размещен в мотогондоле (*Рис. 2.45*), подвешенной к крылу самолета (*Рис. 2.46*). Ее передняя часть представляет собой входное устройство двигателя; далее внутренней стенкой мотогондолы и корпусами двигателя образуется канал наружного (второго) контура.

Примерно в средней части этого канала расположено «холодное» реверсивное устройство, выполненное по схеме «бабочка». Оно имеет 2 створки с двух сторон двигателя: в открытом положении (реверс включен) створки перегораживают канал наружного контура, открывая при этом окна

выхода воздуха из-за вентилятора наружу; в закрытом положении (реверс выключен) створки закрывают окна выхода, вписываясь в профиль мотогондолы и образуя при этом плавные наружную стенку наружного контура и внешнюю стенку мотогондолы.



*Рис. 2.45. Мотогондолой ТРДД SaM146*



*Рис. 2.46. Крыло с мотогондолой двигателя (реверс в открытом положении)*

Далее находится камера смешения потоков: она состоит из профилированного удлиненного центрального тела, вокруг которого размещен кольцевой гофрированный элемент, образующий по окружности множество смесительных сопел (Рис. 2.47).



*Рис. 2.47. Вид на двигатель сзади (створки мотогондолы открыты)*

Таким образом, мотогондола с двигателем и необходимыми для его функционирования агрегатами и системами представляет собой отдельный конструктивный компонент самолета.

### ***International AeroEngines (IAE) V2500***

Объединение *International Aero Engines (IAE)* было образовано в 1983 г. компаниями *Pratt&Whitney* (США) и *Rolls-Royce* (Великобритания) совместно с фирмами *Motoren und Turbinen Union (MTU)*, Германия), *Japanese Aero Engines Corporation (JAEC)*, Япония) и *Fiat Avio* (Италия) для производства семейства двигателей *V2500* (римская цифра *V* указывает на число участников объединения; первые две цифры – исходная тяга двигателя в тысячах фунтов (25000 lb); позже фирма *Fiat Avio* вышла из учредителей объединения).

Первый двигатель *V2500* был запущен в 1987 г. Двигатели *V2500* устанавливаются в настоящее время на самолетах *Airbus A319, A320, A321* и *McDonnell-Douglas MD-90*.

Разделение труда в *IAE* подобно функционированию объединения *CFM Internacional: Pratt&Whitney* (32,5%) обеспечивает изготовление камеры сгорания, турбины ВД и заднего корпуса турбины; *Rolls-Royce* (32,5%) – компрессора ВД; *JAEC* (12%) – вентилятора, компрессора НД, промежуточного корпуса компрессора и вала турбины НД; *MTU* (23%) – турбины НД; *Fiat Avio* – коробок приводов.

Двигатель *V2500* (тяга – 23000...32000 lbf; удельный расход топлива – 0,34...0,36 lb/lbf hr; степень сжатия – 26,9...33,4; масса – 5210...5610 lb) представляет собой типичный современный ТРДД большой степени двухконтурности (*Рис. 2.48*).

Конструктивно-силовая схема двигателя включает два ротора: двухпорный ротор ВД и трехпорный ротор НД.

Ротор НД включает одноступенчатый вентилятор, выполненный совместно с трех- или четырехступенчатым бустером; ротор вентилятора/бустера приводится во вращение 5-ступенчатой турбиной. Оба ротора соединены жесткой муфтой. Ротор вентилятора/бустера опирается (*Рис. 2.49*) на передний шарикоподшипник (№1) и задний роликовый подшипник (№ 2 - эта опора является дополнительной); ротор турбины – на роликоподшипник (№ 5), расположенный за турбиной. Обе опоры ротора вентилятора/бустера являются упругими; опора турбины – демпферной.

Ротор ВД состоит из 10-ступенчатого ротора компрессора и двухступенчатого ротора турбины, жестко соединенных между собой валом большого диаметра. Опоры ротора ВД расположены в передней части ротора компрессора (опорно-упорный шарикоподшипник; № 3; *Рис. 2.50*) и между роторами компрессора и турбины (опорный роликоподшипник; № 4). Передняя опора ротора является упруго-демпферной (*Рис. 2.50*); задняя опора – упругой.

Все основные опоры расположены в трех силовых рамах:

- промежуточном корпусе компрессора (передней раме); здесь размещены 2 опоры ротора вентилятора/ бустера и передняя опора ротора ВД;

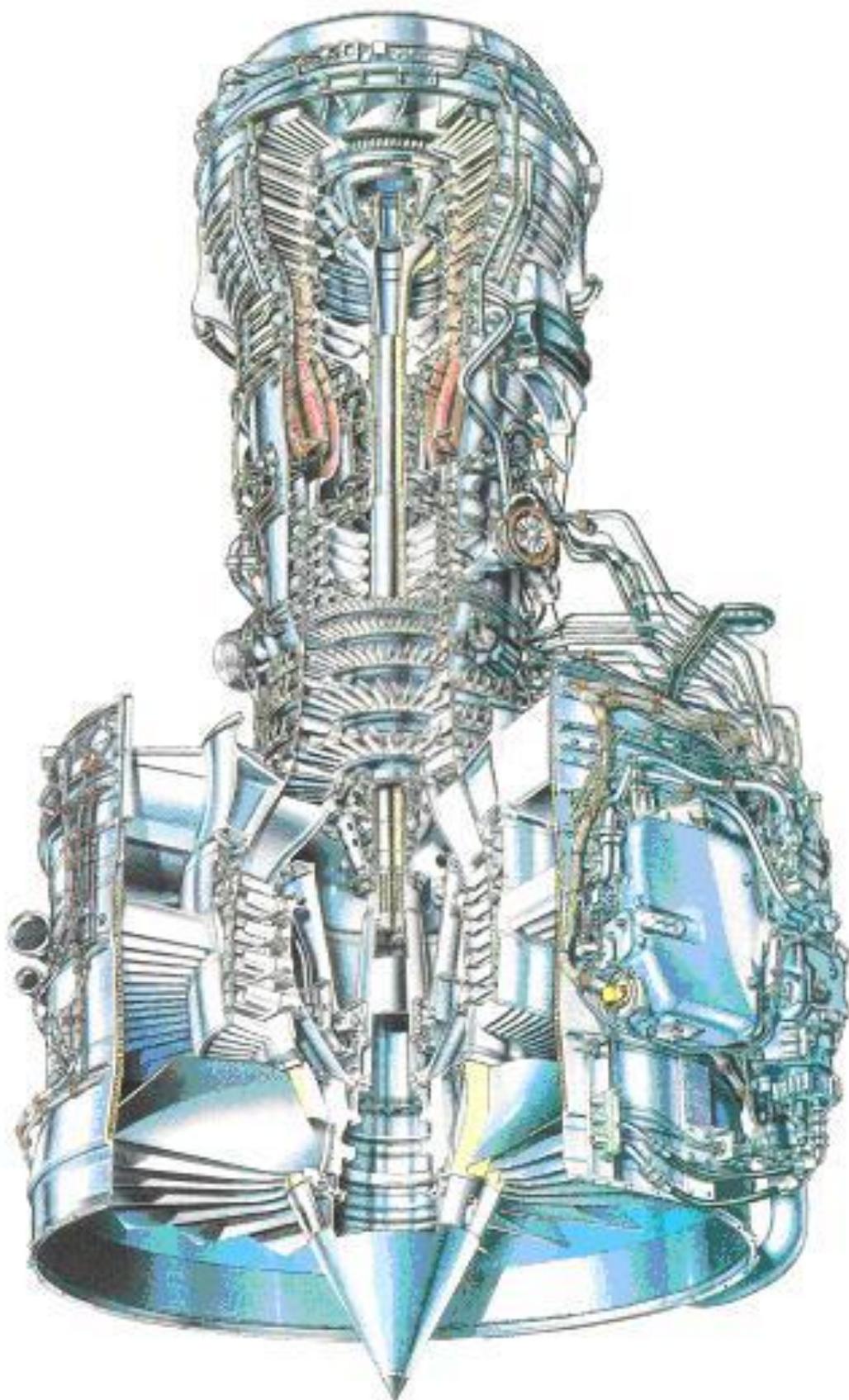


Рис. 2.48. ТРДЦ V2500-A5

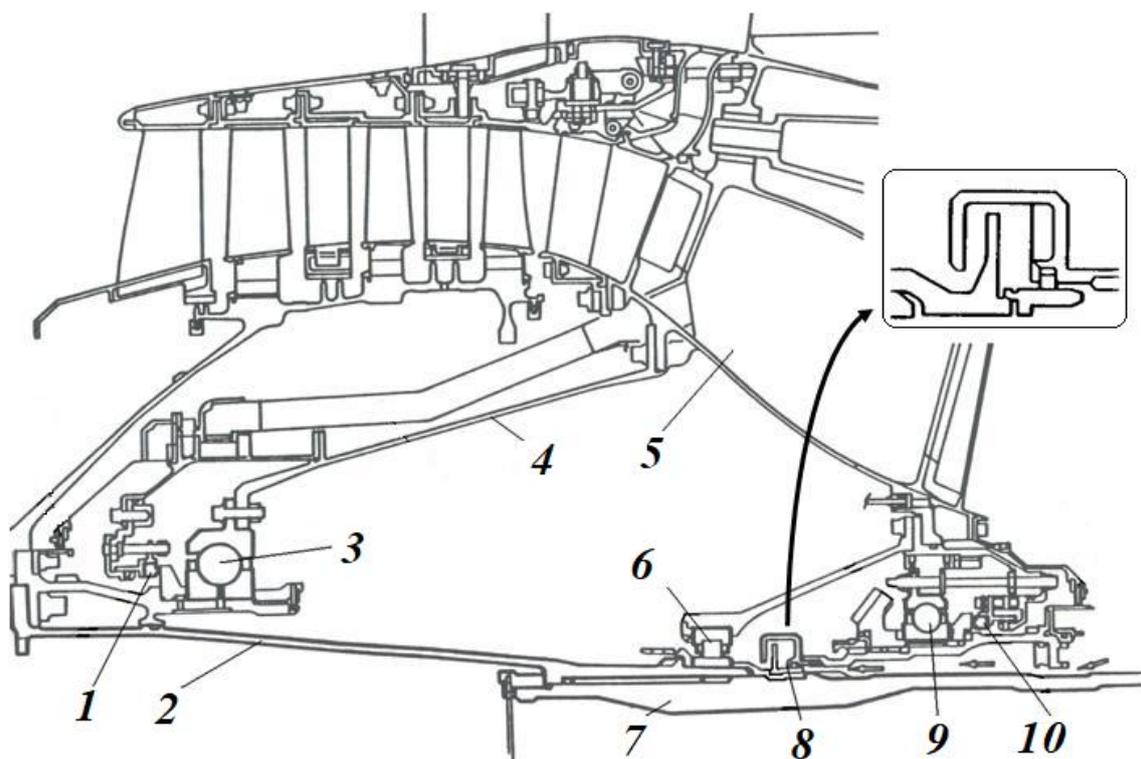


Рис. 2.49. Передняя масляная полость: 1, 10 – графитовые уплотнения опор; 2 – вал вентилятора; 3 – опора №1; 4 – коническая балка; 5 – стойка промежуточного корпуса компрессора; 6 – опора №2; 7 – вал турбины вентилятора; 8 – гидродинамическое уплотнение; 9 – опора №3

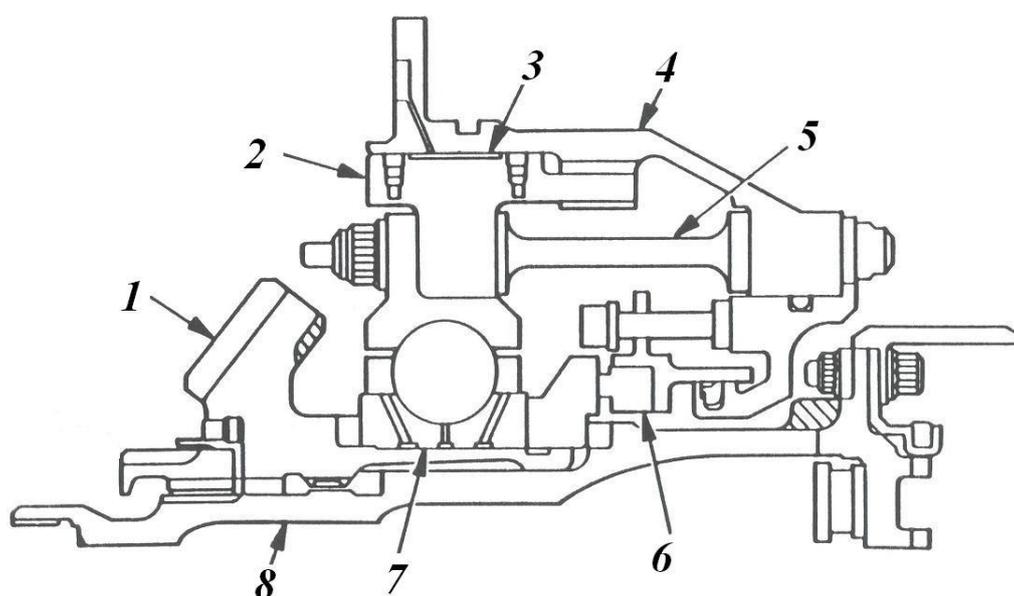
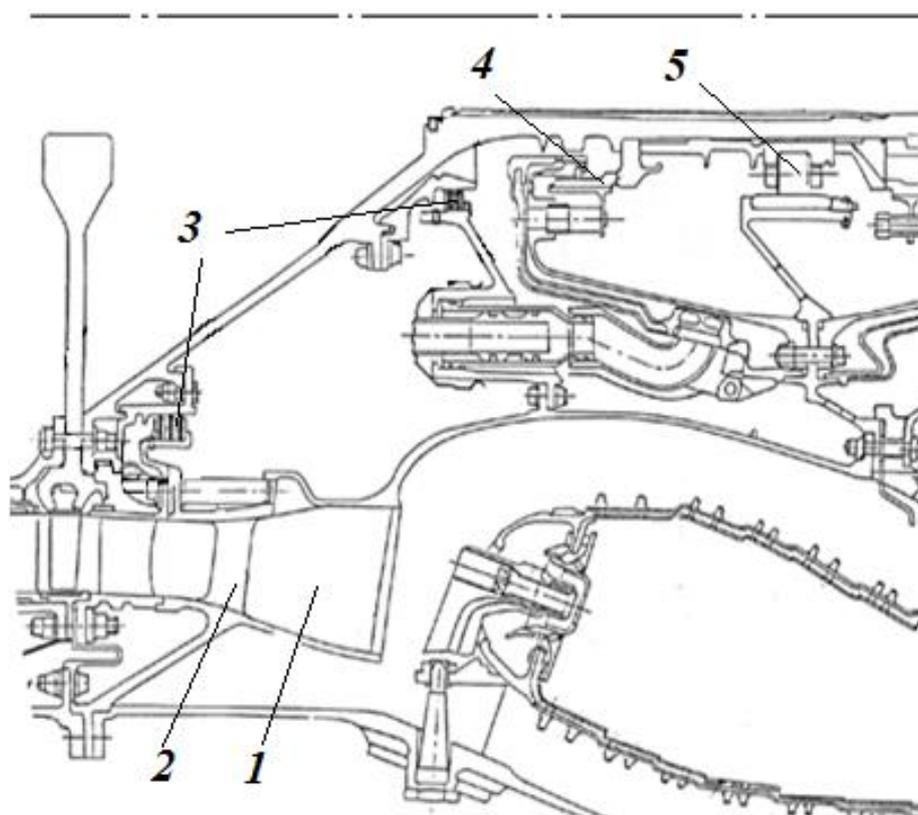


Рис. 2.50. Передняя опора ротора ВД (№ 3): 1 – ведущая шестерня узла центрального привода; 2 – корпус подшипника; 3 – масляный демпфер; 4 – корпус опоры; 5 – упругий стержень; 6 – торцевое графитовое уплотнение; 7 – подшипник; 8 – передняя цапфа ротора ВД

- корпусе камеры сгорания, где располагается задняя опора ротора ВД (№4; *рис. 2.51*);

- заднем корпусе турбины, где размещена опора ротора турбины НД.

Промежуточный корпус компрессора представляет собой раму с силовыми полыми стойками, проходящими через первый и второй контуры. В диффузоре камеры сгорания силовые стойки соединяют наружный и внутренний стенки камеры сгорания. Задний корпус турбины имеет одинарные силовые стойки.



*Рис. 2.51. Средняя часть двигателя: 1 диффузор срывного типа; 2 – силовая стойка диффузора; 3 – щеточные уплотнения; 4 – графитовое уплотнение; 5 – задний подшипник ротора ВД (опора № 4)*

Узлы подвески двигателя размещены в средней части промежуточного корпуса компрессора (основные узлы) и на заднем корпусе турбины (дополнительные узлы).

Двигатель имеет модульную конструкцию и состоит из (*Рис. 2.52*):

- модуля вентилятора (*31 - fan*; включает облопаченный диск вентилятора);
  - промежуточного модуля (*32 - intermediate*; включает бустер и промежуточный корпус компрессора);
  - модуля ВД (*40 - HP system*; включает компрессор и турбину ВД и камеру сгорания и состоит из двух субмодулей: *41 - HP compressor* и *45 - HP turbine*);
  - модуля турбины НД (*50 - low pressure turbine*; включает турбину НД с задним корпусом турбины и валом турбины);
  - модуля коробки приводов (*60 - external gearbox*).
- Двигатель имеет следующие особенности конструкции:
- широкохордные лопатки вентилятора;
  - барабанную конструкцию ротора бустера (*Рис.2.49*);
  - систему перепуска воздуха из-за бустера во второй контур (*booster stage bleed valve (BSBV)*);
  - ротор компрессора ВД (*Рис.2.53*) состоит из 3-х узлов: передней цапфы, передней и задней частей (передняя цапфа и передняя часть соединяются торцевыми шлицами и болтами; передняя и задняя части – призонными болтами);
  - для соединения дисков передней и задней частей ротора компрессора ВД применяется электронно-лучевая сварка;
  - соединения “ласточкин хвост” в креплениях рабочих лопаток компрессора ВД к дискам (с размещением лопаток в осевых пазах для первых трех ступеней и кольцевых пазах для остальных ступеней);
  - поворотные ВНА и лопатки направляющих аппаратов (*variable stator vanes (VSV)*) первых 4-х ступеней компрессора ВД;
  - 4 управляемых клапана перепуска воздуха из-за VII и X ступеней компрессора ВД (*variable bleed valve (VBV)*);
  - «двухстенную» конструкцию заднего корпуса компрессора ВД;

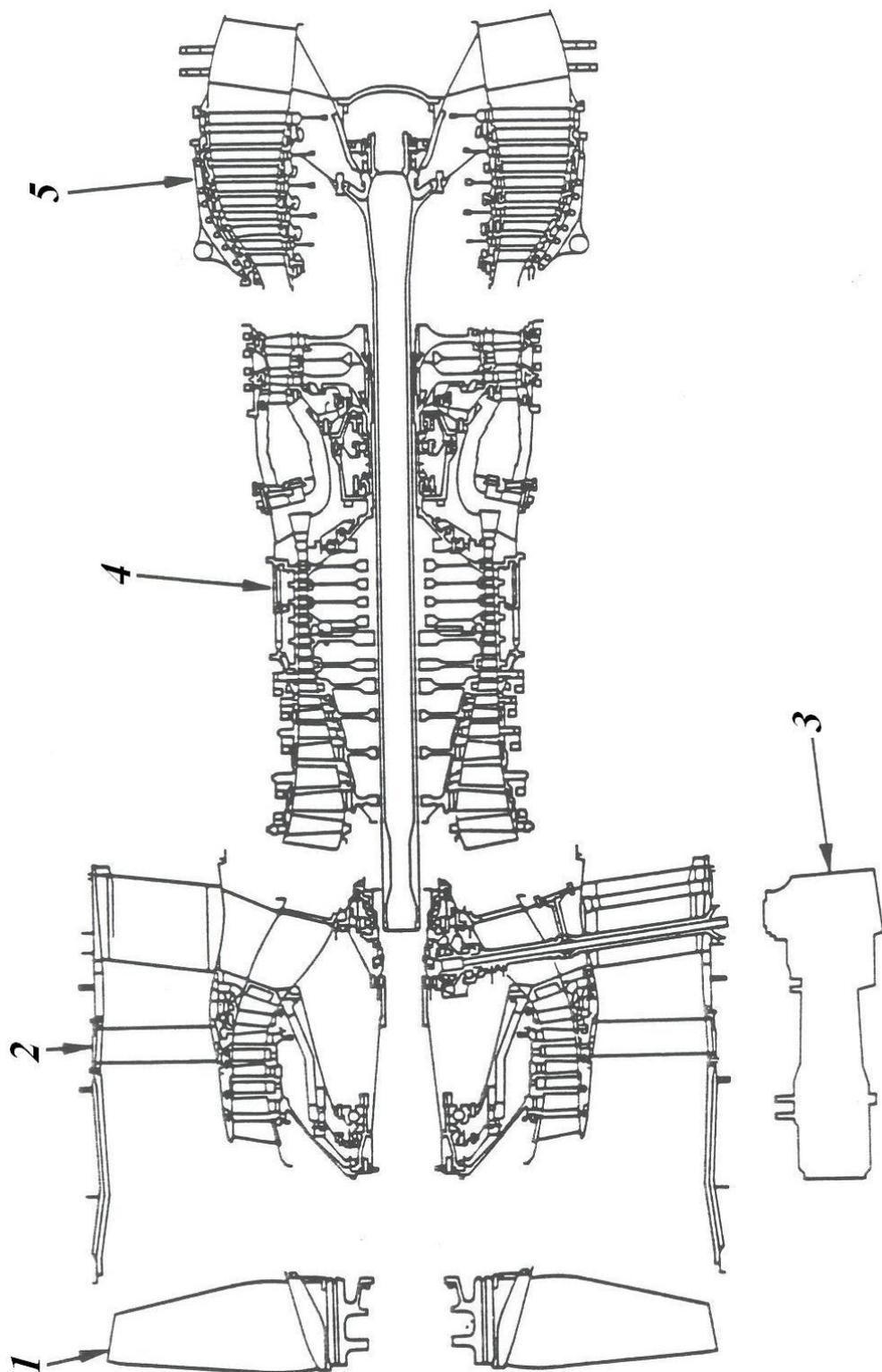


Рис. 2.52. Модули двигателя V2500: 1 – модуль вентилятора (31-fan); 2 – промежуточный модуль (32 – intermediate); 3 – модуль коробки приводов (60 – external gearbox); 4 – модуль высокого давления (40 – HP system); 5 – модуль турбины НД (50 – low pressure turbine).

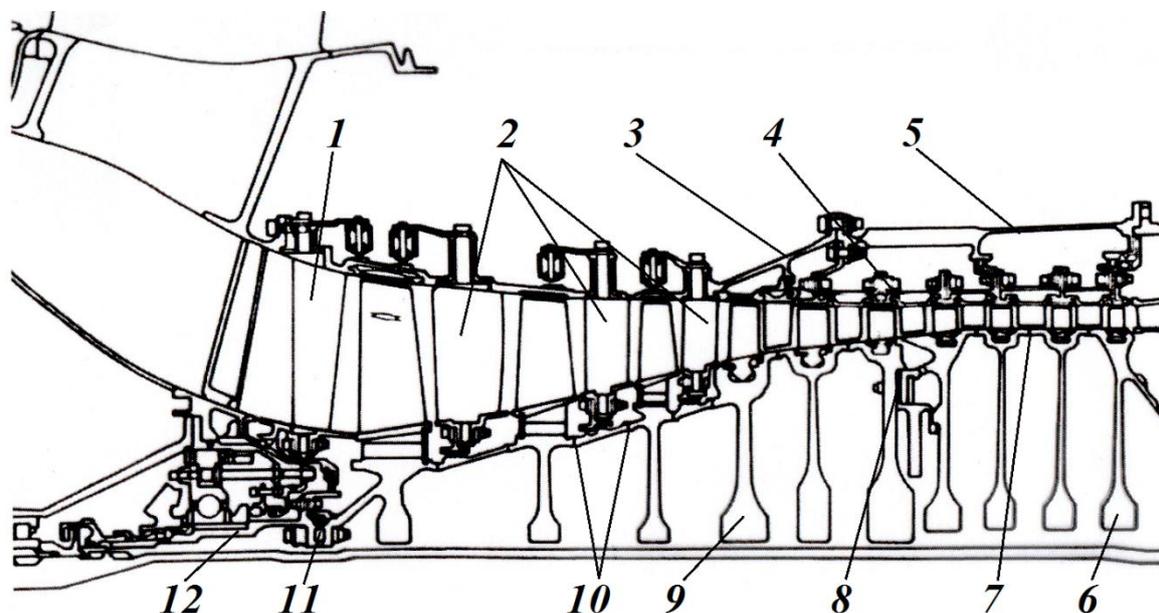


Рис. 2.53. Компрессор ВД: 1 – поворотный ВНА; 2 – поворотные НА; 3 – передний корпус компрессора; 4 – задний корпус компрессора (внутренний); 5 – задний корпус компрессора (внешний); 6 – задняя секция ротора компрессора; 7, 10 – ЭЛС; 8 – болтовое соединение секций ротора; 9 – передняя секция ротора компрессора; 11 – соединение с торцевыми шлицами и эксцентриковыми стяжными болтами; 12 – передняя цапфа

- “срывной” диффузор камеры сгорания (Рис. 2.51);
- сегментную жаровую трубу камеры сгорания (Рис. 2.54, 2.55; жаровая труба состоит из двух секций, на внутренних поверхностях которых размещено 100 сегментов);
- безбандажные рабочие лопатки турбины ВД;
- применение высокоэффективных методов в производстве турбины (монокристаллических рабочих лопаток турбины ВД; лопаток, изготовленных методом литья с направленной кристаллизацией в турбине НД; метода порошковой металлургии при изготовлении дисков турбины и т.д.);
- система подавления вихреобразования (*vortex inducer*) и закрутки воздуха (*tangential on board injection (TOBI)*), используемого для охлаждения турбины;

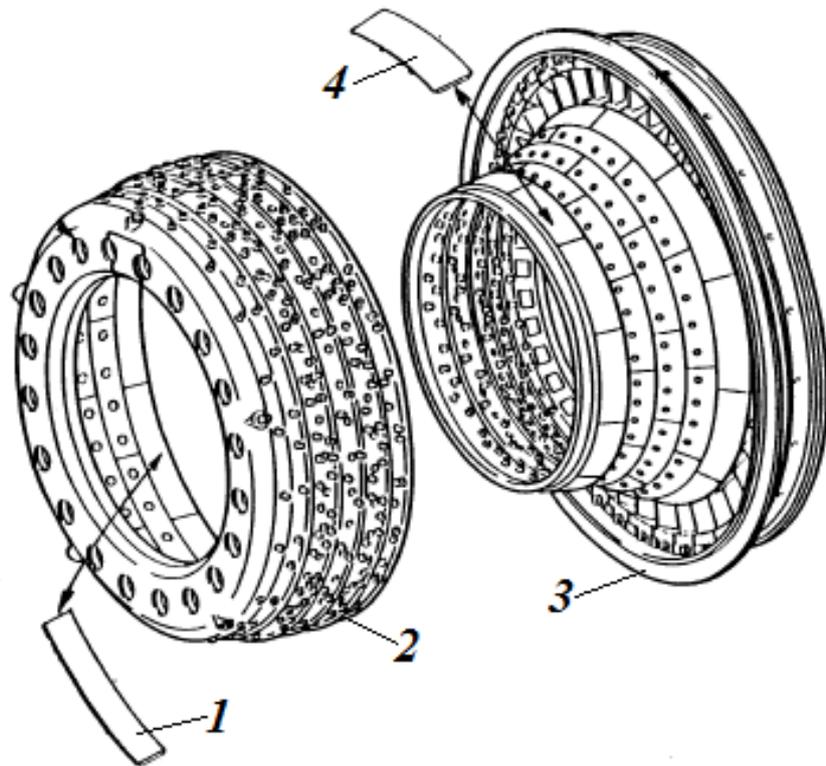


Рис. 2.54. Сегментная жаровая труба: 1, 4 – сегменты; 2 – передняя часть; 3 – задняя часть

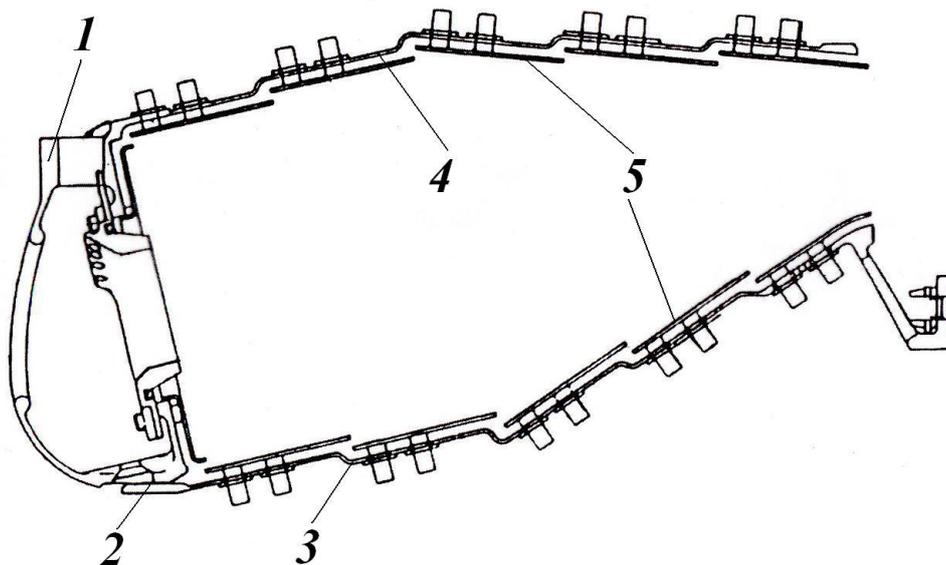


Рис. 2.55. Сечение сегментной жаровой трубы: 1 – головка; 2 – скользящее соединение; 3 – внутренняя часть жаровой трубы; 4 – наружная часть жаровой трубы; 5 – сегменты

- система активного управления зазорами турбины (используется воздух наружного контура);
- лабиринтные, щеточные (*brush seal*; *Рис.2.49*) и сотовые воздушные уплотнения;
- графитовые уплотнения опор;
- гидродинамическое межвальное уплотнение (*hydrodynamic intershaft seal*).

Система охлаждения турбины (*Рис. 2.56*) представляет собой часть внутренней воздушной системы двигателя (*internal air system*). Для охлаждения применяются различные способы и используется несколько воздушных потоков с разными температурами и давлениями охлаждающего воздуха:

- воздух из наружного контура двигателя;
- воздух из-за VI, VIII и X ступеней компрессора ВД;
- воздух из задней разгрузочной полости ротора компрессора ВД;
- вторичный воздух камеры сгорания.

Воздух из наружного контура забирается после вентилятора и направляется для охлаждения корпусов турбин ВД и НД. Данная часть системы охлаждения представляет собой систему активного управления радиальными зазорами турбин ВД и НД. Воздух направляется к турбинам ВД и НД отдельно и каждая подсистема включает управляющий клапан и несколько коллекторов, расположенных вокруг корпусов турбин. В данном случае используется способ внешнего охлаждения (*external cooling*).

Воздух из-за VI ступени компрессора ВД проходит внутрь ротора через подавитель вихрей и направляется между валами ротора ВД и НД во внутреннюю полость ротора турбины НД. Этот воздух используется для продувки соединений рабочая лопатка/диск и охлаждения корпуса подшипника турбины НД; воздух после охлаждения выходит в проточную часть турбины.

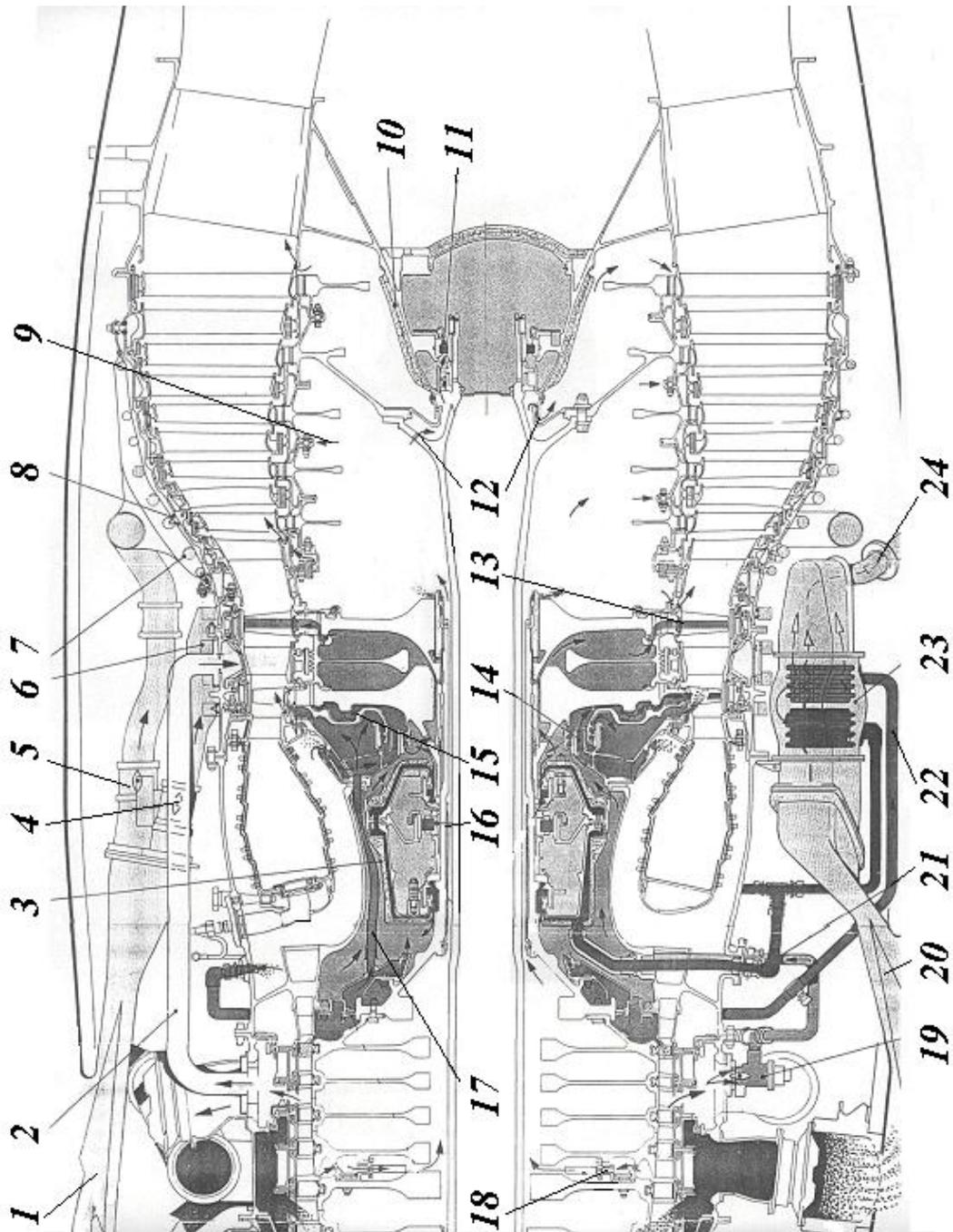


Рис. 2.56. Система охлаждения турбины: 1, 20 – воздух из наружного контура; 2, 13 – подвод воздуха на охлаждение САТ 2 ступени турбины ВД; 3, 10 – теплозащита подшипников; 4, 5 – клапаны систем контроля зазорами турбин ВД и НД; 6, 7 – коллекторы охлаждения турбин ВД и НД; 8 – подача воздуха на корпус; 9, 12 – охлаждение ротора турбины НД; 11 – опора ротора турбины НД; 14 – лопатки закрутки воздуха для ротора турбины ВД; 15 – вращающийся дефлектор; 16 – задняя опора ротора ВД; 17 – сброс воздуха из разгрузочной полости ротора компрессора; 18 – подавитель вихрей; 19 – клапан VIII ступени компрессора; 21, 22, 23 – подвод воздуха через теплообменник; 24 – сброс воздуха из теплообменника

Воздух из-за VIII ступени компрессора ВД используется для охлаждения полых лопаток соплового аппарата (САТ) II-ой ступени турбины ВД – здесь используется конвективный метод охлаждения (*convective cooling*). Часть воздуха продувает пространство между корпусом турбины и полками сопловых лопаток.

Воздух из-за X ступени компрессора ВД используется для охлаждения корпуса заднего подшипника ротора ВД. Воздух отбирается из застойной зоны срывного диффузора камеры сгорания и направляется вначале в воздухо-воздушный теплообменник (23), находящийся во втором контуре – таким образом, воздух из-за X ступени компрессора ВД охлаждается воздухом второго контура. Затем охлажденный воздух направляется между стенками корпуса заднего подшипника ротора ВД; он выходит через воздушные уплотнения, проходит в полость между дисками ротора турбины ВД и выходит в проточную часть турбины, охлаждая рабочие лопатки II-ой ступени турбины ВД и их соединение с диском. Здесь также используется конвективный метод охлаждения.

Воздух из задней разгрузочной полости ротора компрессора ВД (воздух в разгрузочную полость поступает через щеточное уплотнение из-за X ступени компрессора ВД) направляется по трубам в пространство между внутренней стенкой камеры сгорания и вращающимся дефлектором диска I-ой ступени ротора турбины ВД и далее выходит в проточную часть турбины. Другая часть воздуха проходит через внутреннее лабиринтное уплотнение разгрузочной полости и поступает между дисками ротора турбины ВД, смешиваясь с воздухом, который выходит после охлаждения корпуса заднего подшипника ротора ВД.

Вторичный воздух камеры сгорания используется для охлаждения сопловых и рабочих лопаток I-ой ступени турбины ВД. Для охлаждения сопловых лопаток вторичный воздух поступает к ним из камеры сгорания непосредственно, выходя в проточную часть турбины через задние кромки

лопаток. Для охлаждения рабочих лопаток воздух забирается из полости камеры сгорания специальным заборником и направляется к лопаточному аппарату (*pre-swirl nozzles*), закручивающему воздушный поток в направлении вращения турбины. Далее охлаждающий воздух проходит между диском I-ой ступени турбины ВД и вращающимся дефлектором и поступает в рабочие лопатки.

Масляная система (*рис. 2.57*) представляет собой полнопоточную систему замкнутого типа с предохранительным клапаном (*cold start pressure limiting valve*). В качестве насосов применены шестеренные насосы (*gear-type pump*): один нагнетющий насос (*pressure pump*) и 6 откачивающих секций, расположенных в одном агрегате (*scavenge pump unit*). Непосредственная подача масла к основным опорам двигателя осуществляется центробежным способом. Охлаждение масла осуществляется двумя радиаторами: воздушно-масляным (*air-cooled oil cooler*) и топливо-масляным (*fuel-cooled oil cooler*). Система суфлирования масляных полостей (*venting system*) включает центробежный суфлер (*de-oiler*).

В качестве контрольных параметров используются температура масла (на выходе из двигателя), количество масла в маслобаке и давление масла. Маслосистема имеет также основной (*master chip detector*) и 6 дополнительных магнитных стружкосигнализаторов (*magnetic chip detector*) для локализации неисправности при техническом обслуживании двигателя.

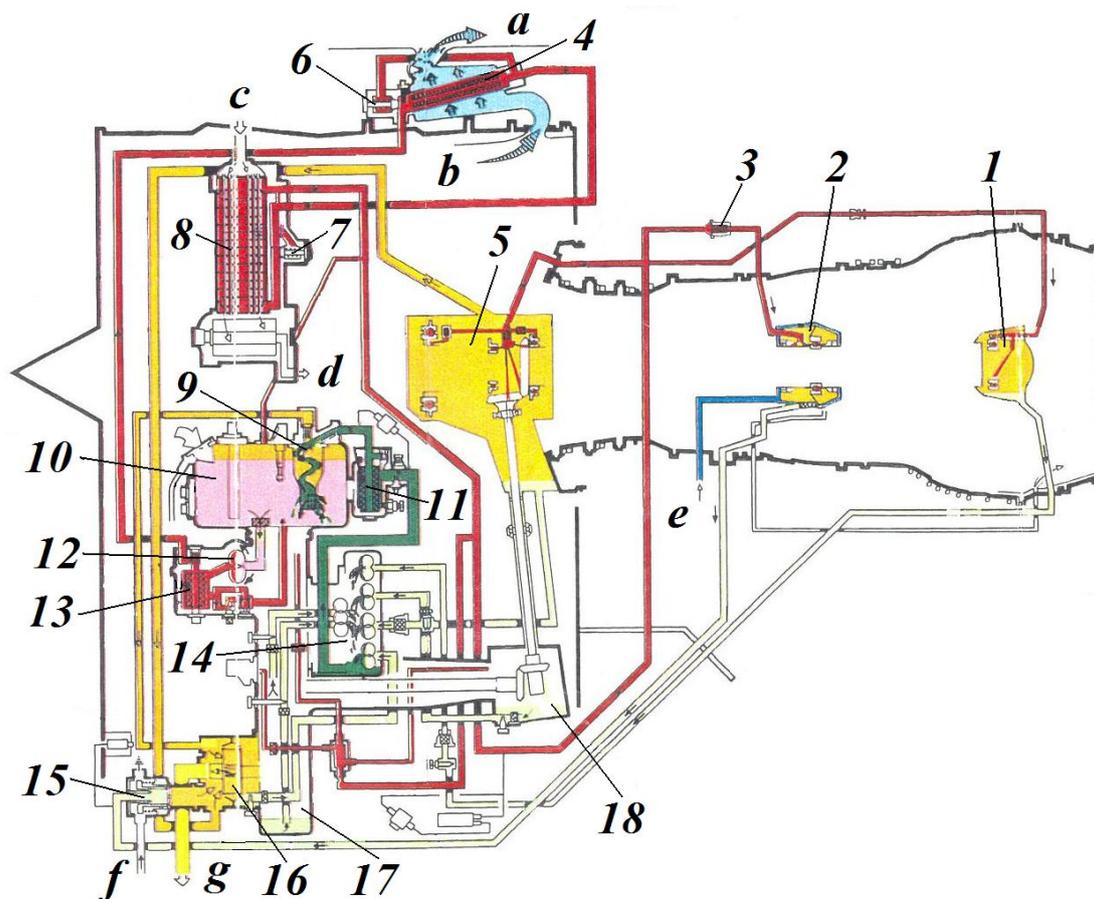


Рис. 2.57. Схема маслосистемы ТРДД V2500 (а – отвод воздуха наружного контура; b – подвод воздуха из наружного контура; с – подвод топлива; d – отвод топлива; e – подвод охлаждающего воздуха; f – подвод управляющего воздуха; g – отвод воздуха от суфлера): 1 – полость подшипника No.5; 2 – полость подшипника No.4; 3 – дополнительный фильтр; 4 – воздушно-масляный радиатор; 5 – полость подшипников подшипников No.1, 2, 3; 6, 7 – перепускные клапаны; 8 – топливо-масляный радиатор; 9 – воздухоотделитель; 10 – маслобак; 11 – фильтр в линии откачки; 12 – нагнетающий насос; 13 – основной фильтр; 14 – откачивающий насос; 15 – сливной клапан; 16 – центробежный суфлер; 17 – основная коробка приводов; 18 – угловая коробка приводов

Схема топливной системы семейства ТРДД V2500 представлена на Рис. 2.58. Основными агрегатами топливной системы двигателя являются:

- блок топливных насосов, в котором размещены топливные насосы низкого и высокого давлений;

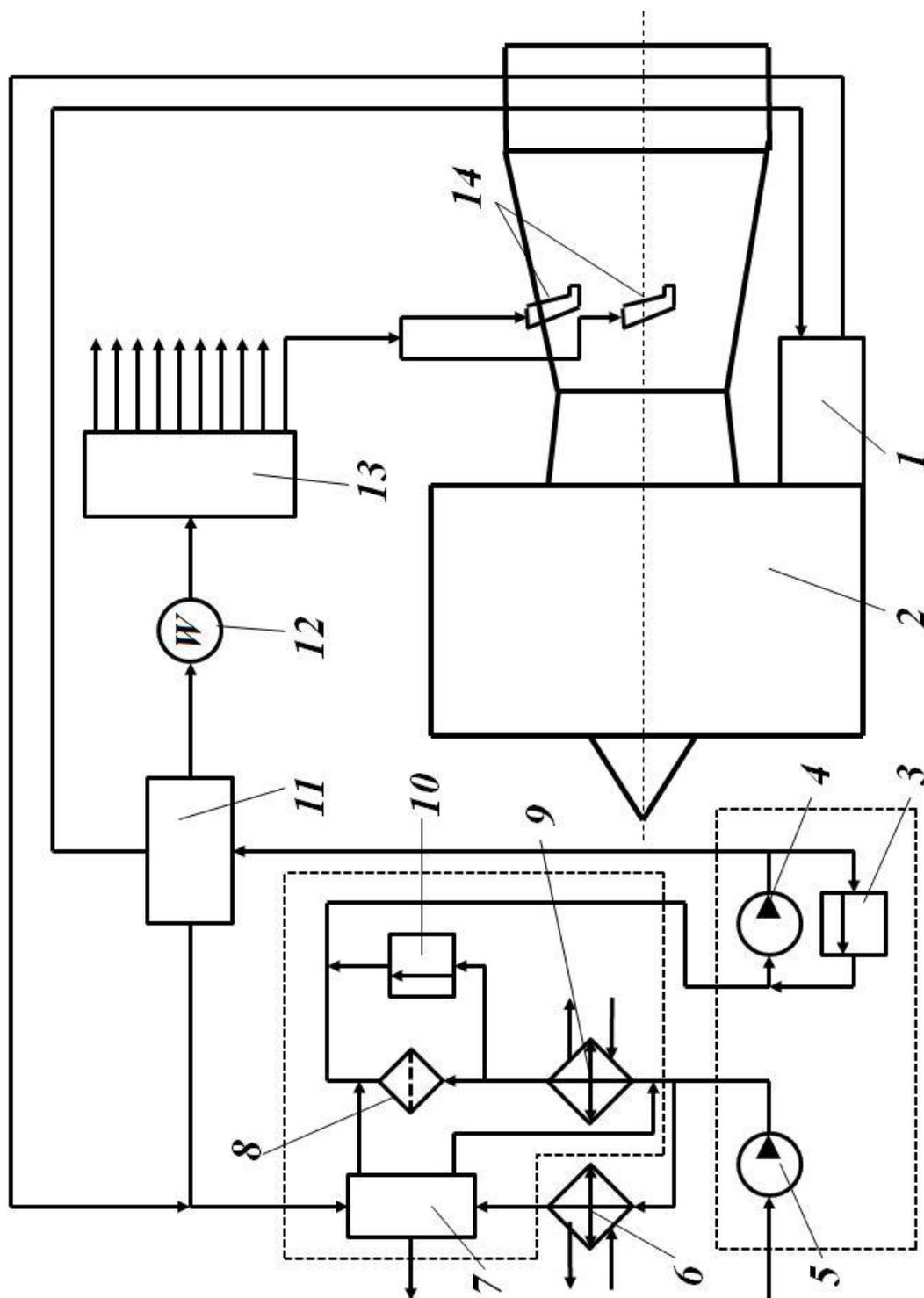


Рис. 2.58. Схема топливной системы ТРДД V2500: 1 – управляющие и исполнительные механизмы систем двигателя; 2 – двигатель; 3 – предохранительный клапан; 4 – насос высокого давления; 5 – насос низкого давления; 6 – ТМР ППО; 7 – комбинированный клапан системы управления тепловыми потоками; 8 – основной топливный фильтр; 9 – ТМР двигателя; 10 – перепускной клапан; 11 – топливный регулятор; 12 – расходомер; 13 – распределитель подачи топлива; 14 – пара рабочих форсунок

- топливо-масляные радиаторы (ТМР) двигателя привода постоянных оборотов (ППО);
- регулятор подачи топлива (*fuel metering unit (FMU)*);
- комбинированное устройство системы управления тепловыми потоками (*Combined Fuel Diverter and Back to Tank Valve*).

Подача топлива в камеру сгорания производится 20-ю форсунками с воздушным распылом. Подвод топлива к каждой паре форсунок обеспечивается специальным распределителем (*fuel distributor valve*).

В современных ТРДД из-за существенного снижения удельного расхода топлива его хладоресурс оказывается ограниченным. В то же время с ростом температуры газов перед турбиной растет тепловой поток, что приводит к увеличению температуры подшипников. Для более эффективного управления температурным режимом на двигателе V2500 впервые введена специальная система управления тепловыми потоками (*heat management system*). Она обеспечивает совместное управление 3-мя теплообменниками масляной и топливной систем: воздушно-масляным радиатором, ТМР двигателя и ТМР ППО.

Система реализует несколько режимов (мод) функционирования. Для иллюстрации два из них представлены ниже.

Режим (*mode*) 1 (*Рис. 2.59*) используется тогда, когда двигатель работает на повышенном режиме, температура топлива превышает 100 °С, а температура топлива в баках самолета выше установленного предела (54 °С). В этих условиях большая часть топлива, проходящего через ТМР двигателя и ТМР ППО, возвращается в топливные баки самолета, а топливо, сливаемое из топливного регулятора, подается на вход насоса высокого давления. Если хладоресурса топлива недостаточно, то возможно предварительное охлаждение масла в воздушно-масляном радиаторе за счет управления положением его заслонки.



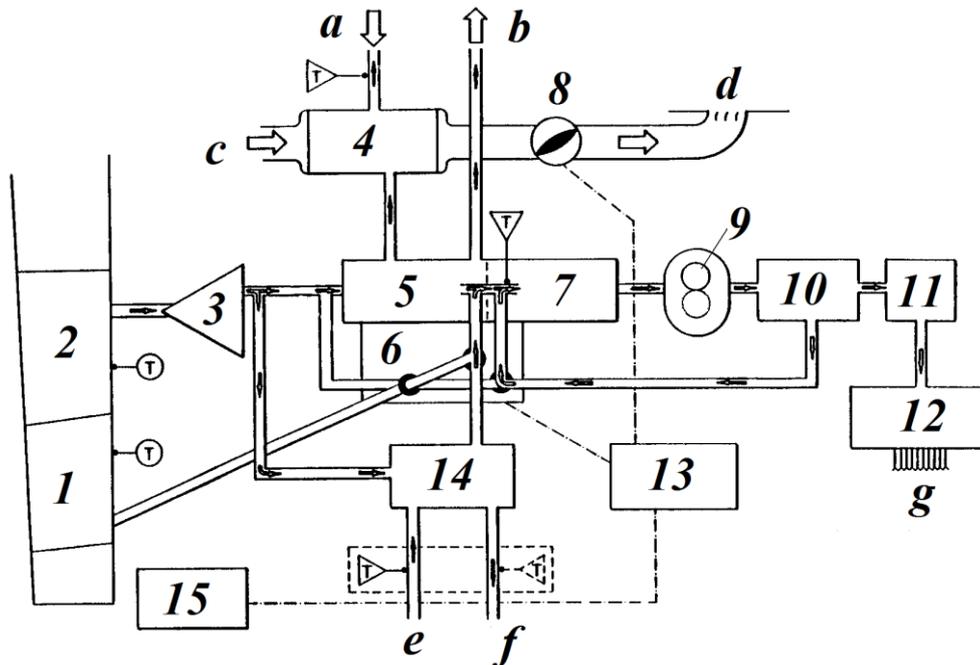


Рис. 2.60. Схема системы управления тепловыми потоками; режим 3 (обозначения см. на рис.2.59)

Двигатель имеет электронную систему управления с полной ответственностью *FADEC* (*Full Authority Digital Engine Control*). Она обеспечивает управление двигателем и всеми его системами. Система *FADEC* включает (рис.2.41, 2.61):

- датчики параметров;
- электронный блок (*Engine Electronic Control (EEC)*);
- устройство дозировки топлива (*Fuel Metering Unit (FMU)*);
- исполнительные устройства управляемых систем.

Электронная система *FADEC* обеспечивает:

- установку и поддержание рабочих режимов двигателя (*power setting*);
- управление двигателем при пробе приемистости и сбросе газа (*acceleration&deceleration times*);
- управление режимом малого газа (*idle speed governing*);
- ограничение предельных частот вращения роторов НД и ВД (*overspeed limits (N1 и N2)*);

- дозировку подачи топлива (*fuel flow*);

- управление поворотными направляющими аппаратами компрессора ВД (*variable stator vane system (VSV)*);

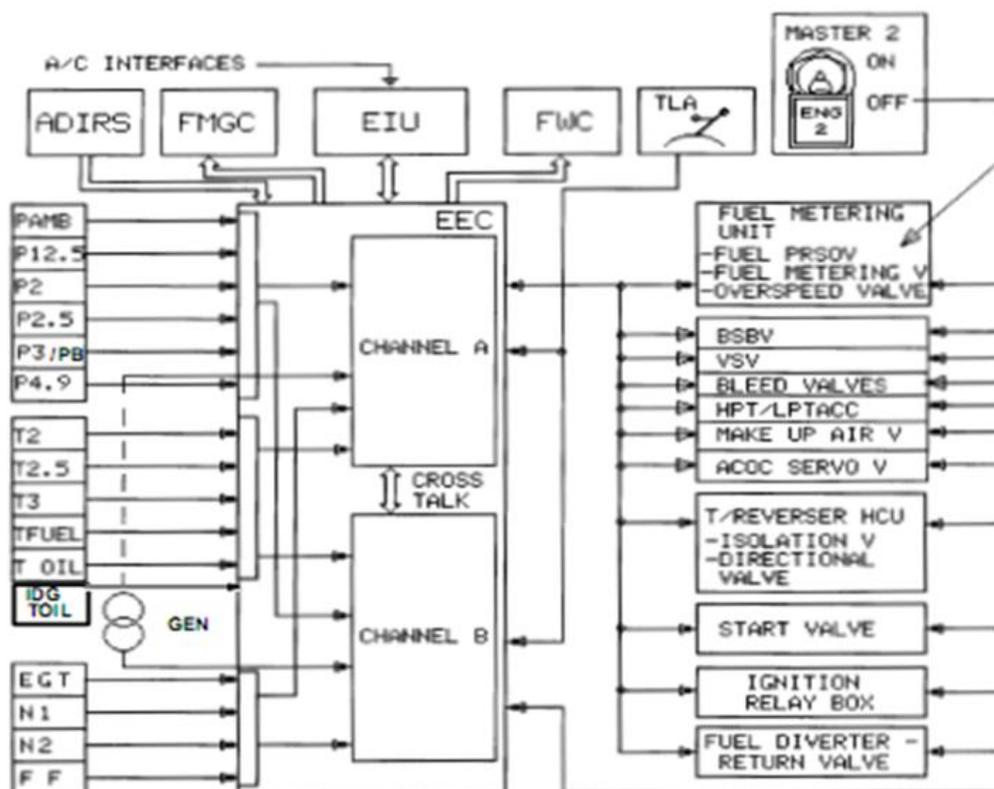


Рис. 2.61. Структурная схема системы FADEC

- управление клапанами перепуска компрессора ВД (*compressor handling bleed valves*);

- управление системой перепуска воздуха из-за бустера (*booster stage bleed valve (BSBV)*);

- управление системой охлаждения турбины (*turbine cooling*);

- управление системой активного управления зазорами в турбине (*active clearance control (ACC)*);

- управление реверсивным устройством двигателя (*thrust reverser*);

- автоматический запуск двигателя (*automatic engine starting*);

- управление тепловым режимом двигателя (*oil and fuel temperature management*).

Регулирующим фактором в системе управления двигателем является подача топлива (*fuel flow (WF)*). В качестве основного управляемого (регулируемого) параметра выбрано отношение полных давлений на выходе из турбины ( $P4.9$ ) и входе в вентилятор ( $P2$ ) двигателя (*Engine Pressure Ratio (EPR =  $P4.9/P2$ )*). При потере сигнала о давлении в качестве регулируемого параметра используется приведенная частота вращения ротора НД (*NI corrected*) – для этой цели измеряются физическая величина частоты вращения ротора НД ( $NI$ ) и температура воздуха на входе в компрессор ВД ( $T2$ ). Оба варианта являются штатными. При потере сигнала о температуре на входе в компрессор ВД ( $T2$ ) в качестве регулируемого параметра используется  $NI$  (однако этот вариант не является штатным и может быть использован только для завершения полета).

Система управления (*Рис. 2.62*) выполнена по замкнутой схеме с обратной связью (*closed-loop system with feedback*). Для повышения надежности управления электронный блок выполнен двухканальным; в этом случае каждый из каналов (*channel A* и *channel B*) может выполнить все предусмотренные задачи управления. В частности, предусмотрены автоматический выбор канала, обеспечивающего контроль с большей точностью, а также возможность обмена данными между каналами: и в случае выхода из строя различных блоков одного канала возможно использование данных другого канала.

Система управления использует сигналы: атмосферного давления воздуха (*ambient air pressure  $P_{amb}$* ), давления в камере сгорания (*burner pressure  $P_b$* ), давления на входе в вентилятор (*fan inlet pressure  $P2$* ), давления на выходе из бустера (*booster stage outlet pressure  $P2.5$* ), давления на выходе из турбины (*LP turbine exhaust pressure  $P5$  ( $P4.9$ )*), давления на выходе из вентилятора (*fan outlet pressure  $P12.5$* ), а также сигналы о частотах вращения роторов НД и ВД ( $NI$  и

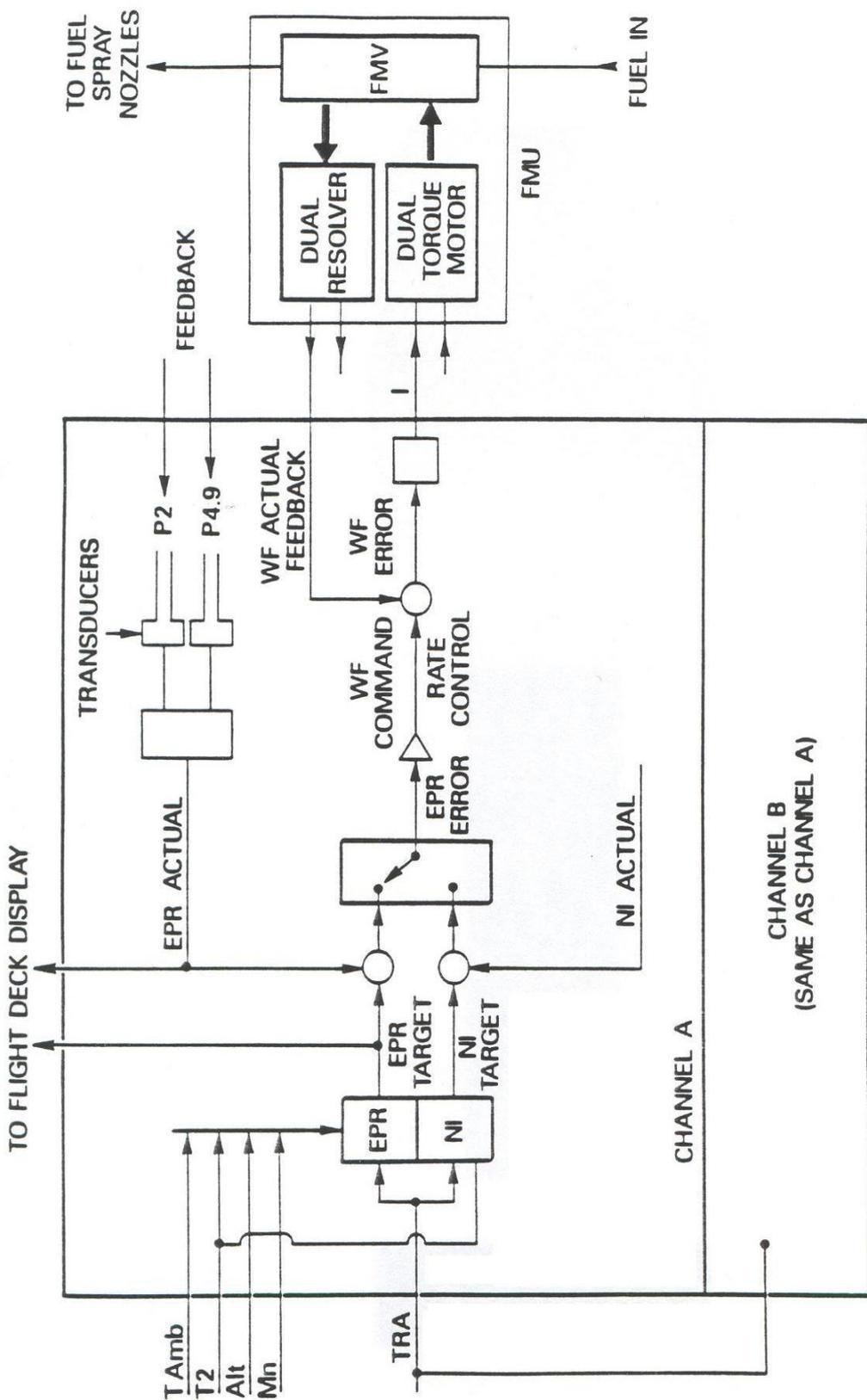


Рис. 2.62. Схема системы управления двигателем

$N_2$ ), температуре на входе в двигатель (*engine air inlet temperature T2*) и положении рычага управления двигателем (*throttle resolver angle (TRA)*). Кроме того, от самолетной системы электронного управления (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring System (ECAM)*) поступают сигналы о высоте полета (*altitude Alt*) и числе  $M$  (*Mach number Mn*).

Система управления содержит электронные, механические, гидравлические и пневматические устройства. Преобразование одних видов сигналов в другие производится с помощью различного вида преобразователей: линейных перемещений в электрические сигналы – с помощью преобразователей линейного перемещения (*resolvers* или *Linear Variable Differential Transformers (LVDT)*); электрических импульсных сигналов в гидравлические сигналы – с помощью электрогидравлических преобразователей (*torque motor (TM)*) и т.п.

Во всех случаях заданное значение сигнала или параметра (*target*) сравнивается с его текущим значением (*actual*); разность между этими сигналами (*error*) преобразуется в командный сигнал (*command*), изменяющий в конечном счете значение регулируемого параметра. Для повышения качества переходных процессов система включает линии обратной связи с устройствами, вырабатывающими корректирующие сигналы (*feedback signal*).

Устройство дозирования топлива (*Fuel Metering Unit (FMU)*) представляет собой гидромеханический регулятор и включает (Рис. 2.63, 2.64):

- дроссельную иглу (*fuel metering valve (FMV)*) с регулятором постоянного перепада давлений/сливным клапаном (*Pressure Drop Governor and Spill Valve*);
- ограничитель частоты вращения роторов двигателя (*overspeed valve*);
- ограничитель роста давления топлива/клапан выключения подачи топлива (*Pressure Raising and Shut Off Valve (PRSOV)*).

Регулятор перепада давлений обеспечивает измерение разности давлений на *FMV* и поддержание постоянного перепада за счет слива части топлива на вход в топливный насос ВД. В этом случае количество топлива, подаваемое в

двигатель (расход топлива), определяется положением (площадью проходного сечения) *FMV*. Управление положением *FMV* обеспечивается от *EEC* через электрогидравлический преобразователь (*TM*), расположенный в топливном регуляторе. Обратная связь с *EEC* обеспечивается с помощью датчика положения (*position resolver*) *FMV*.

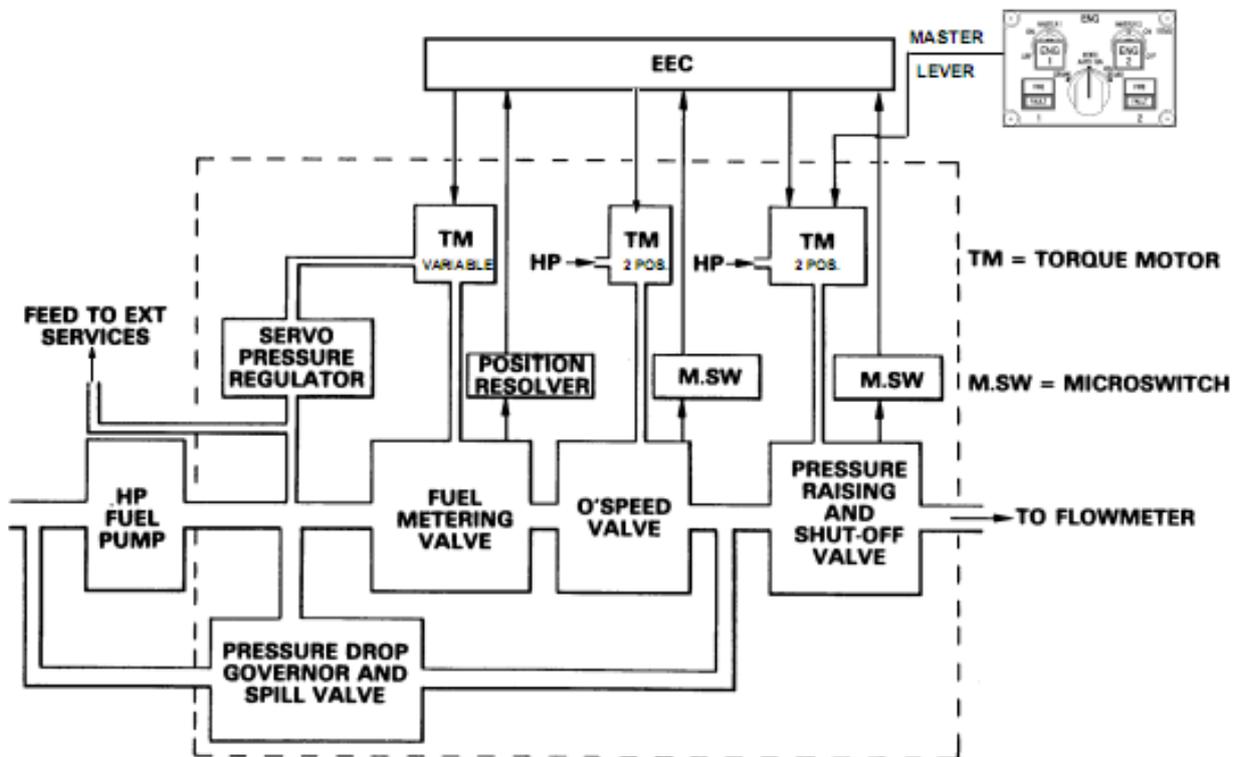


Рис. 2.63. Структурная схема блока FMU



помощью верхнего дисплея Электронной системы контроля самолета (*Electronic Centralized Aircraft Monitoring (ECAM)*; Рис. 2.65). На нем отображаются: EPR, EGT, N1, N2 и FF.

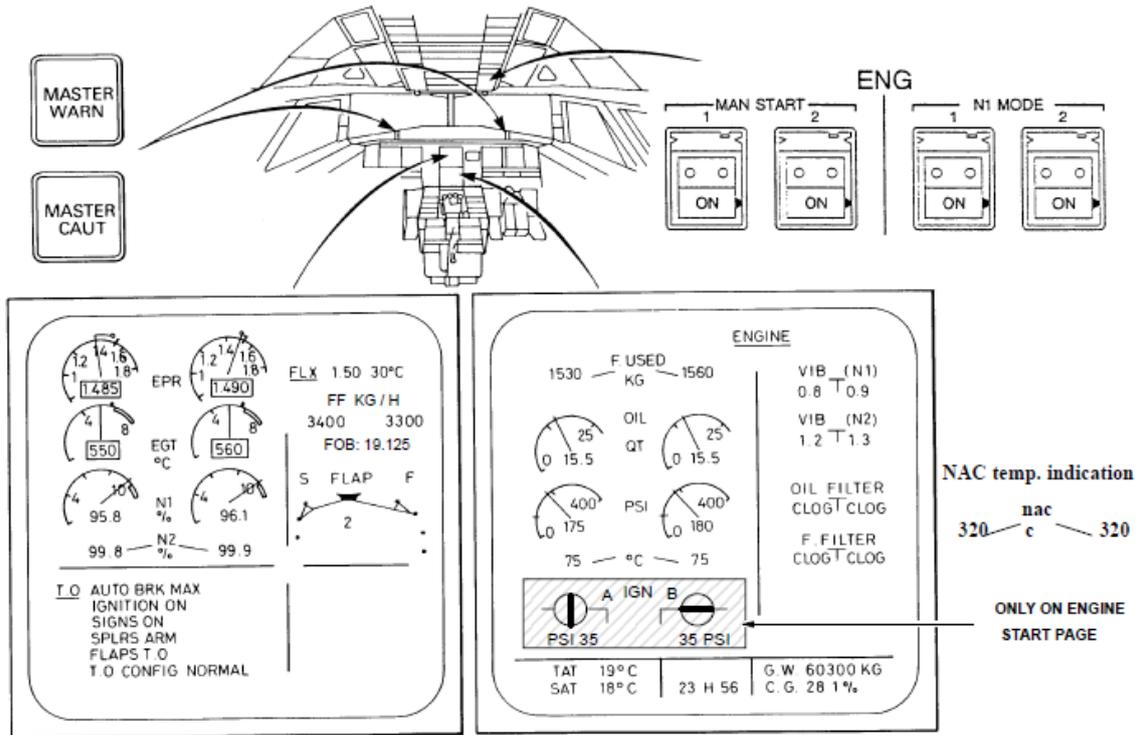


Рис. 2.65. Индикация параметров двигателя с помощью системы ECAM

Информация о состоянии различных систем самолета отображается на нижнем дисплее при вызове специальных страниц (*page*; например - «*Starting system status*»; «*Thrust reverser system status*»; «*FADEC system status*» и т.п.). При необходимости проконтролировать состояние двигателя вызывается страница «*Engine*».

Рассмотренные выше особенности систем *FADEC* и *ECAM* являются типичными для современных пассажирских реактивных самолетов.

Двигатель на самолете размещается в мотогондоле (*nacelle*). Мотогондола самолета *Airbus A319/320/321* состоит из (рис. 2.66):

- входного обтекателя (*inlet cowl*), который крепится к корпусу вентилятора;

- двух створок вентилятора (*fan cowl doors*);
- двух створок, образующих канал наружного контура за двигателем и включающих реверсивное устройство ("*C*" ducts/*Thrust reverser*);

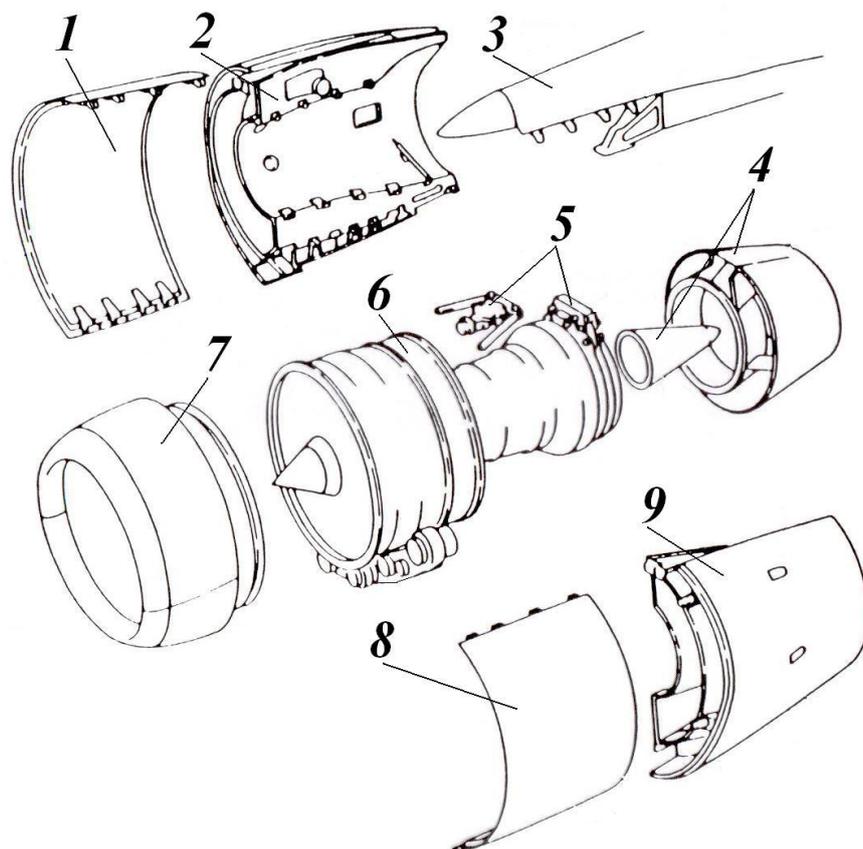


Рис. 2.66. Мотогондола: 1, 8 – створки вентилятора; 2, 9 – створки канала второго контура; 3 – пилон, 4 – реактивное сопло; 5 – узлы подвески; 6 – двигатель, 7 – входной обтекатель

- общего реактивного сопла (*common nozzle assembly (CNA)*), которое крепится к заднему корпусу турбины;
- узлов подвески (*engine mounts*), включающих передний и задний монтажные узлы (*front mount* и *rear mount*).

На двигателе применено, так называемое, “холодное” реверсивное устройство (Рис. 2.67). Оно состоит из двух решеток (*reverser cascades*), выполненного из графитового композитного материала (*graphite composite*). В нерабочем положении решетки реверсивного устройства закрыты створками (*translating cowl*).

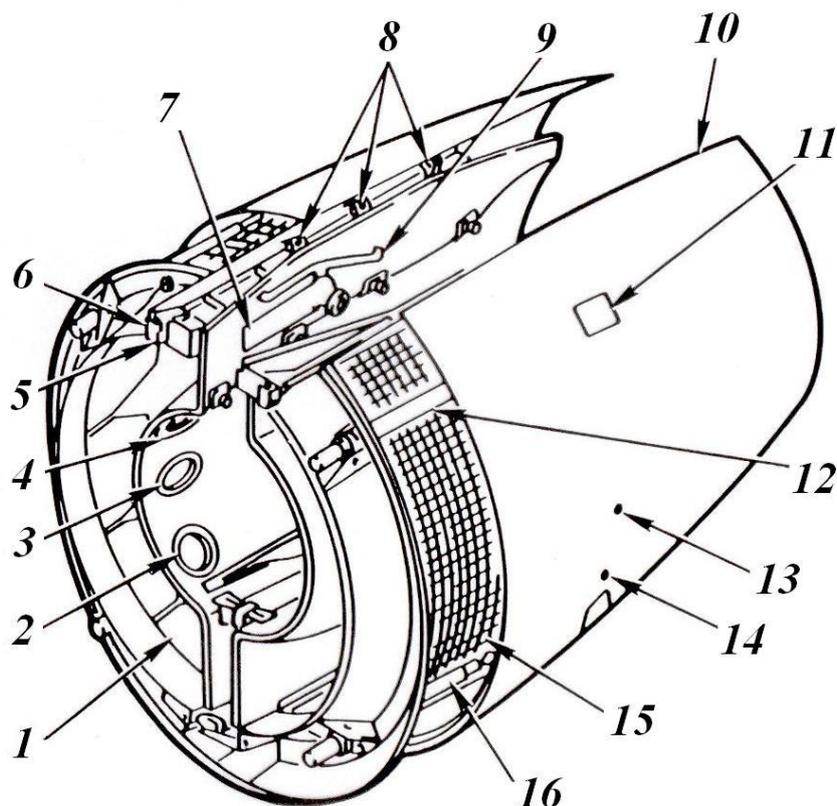


Рис. 2.67. Реверсивное устройство: 1 – блокирующие створки; 2, 3, 4, 7 – каналы отбора воздуха; 5, 8 – шарниры; 6 – направляющая; 9 – створка канала охлаждения; 10 – створка реверсора; 11, 13, 14 – лючки для обслуживания; 12, 16 – гидроцилиндры створки реверсора; 15 – решетка

При работе реверсивного устройства створки сдвигаются назад с помощью 4-х гидроцилиндров (*actuators*) с винтовыми механизмами (*screw mechanism*) и решетки открываются; одновременно канал наружного контура перекрывается блокирующими створками (*blocker doors*; Рис. 2.68). Для синхронизации работы гидроцилиндров они соединены гибкими валами (*flexible synchronizing cables*) через червячные передачи (*worm gear*).

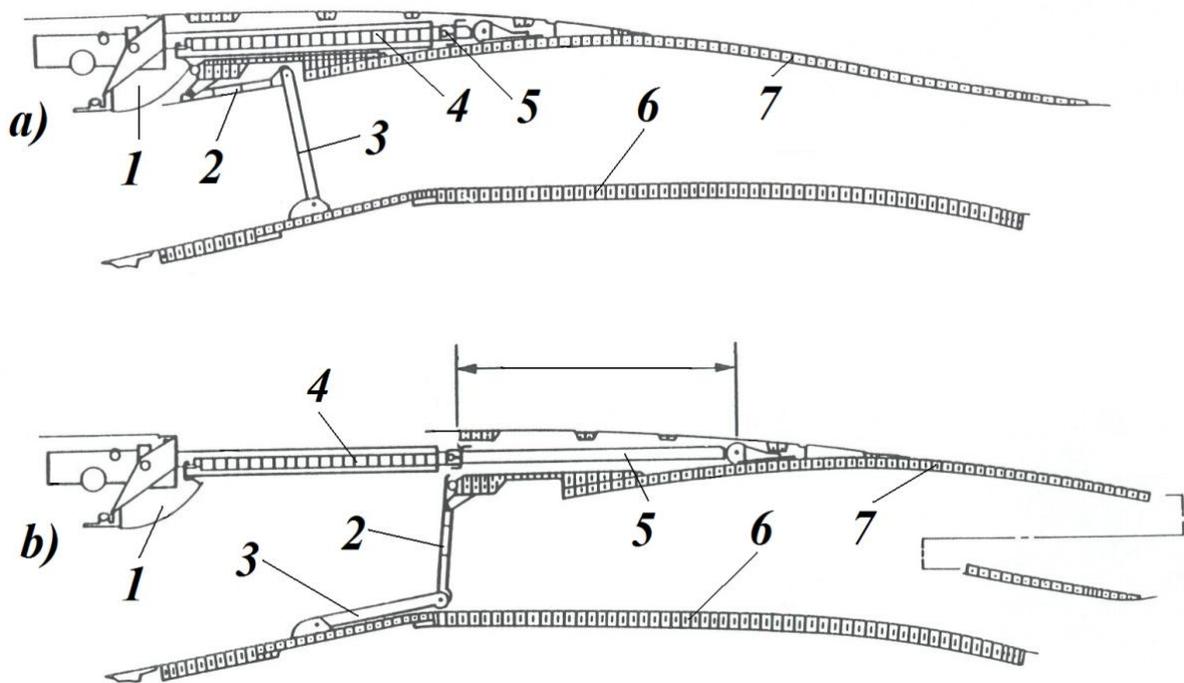


Рис. 2.68. Схема работы реверсивного устройства (*a* – реверс выключен; *b* – реверс включен): 1 – замок реверса; 2 – блокирующая створка; 3 – блокирующие рычаги; 4 – направляющая решетка; 5 – гидроцилиндр; 6 – внутренняя стенка створки мотогондолы; 7 – подвижная створка

При техническом обслуживании двигателя используется Централизованная система индикации неисправностей (*Centralized Fault Display System (CFDS)*), предназначенная для выявления, классификации и индикации неисправностей систем и агрегатов двигателя, управляемых электронной системой. Одновременно *CFDS* обеспечивает выдачу информации по выполнению функциональных тестов отдельных подсистем двигателя.

Работа Централизованной системы индикации неисправностей базируется на:

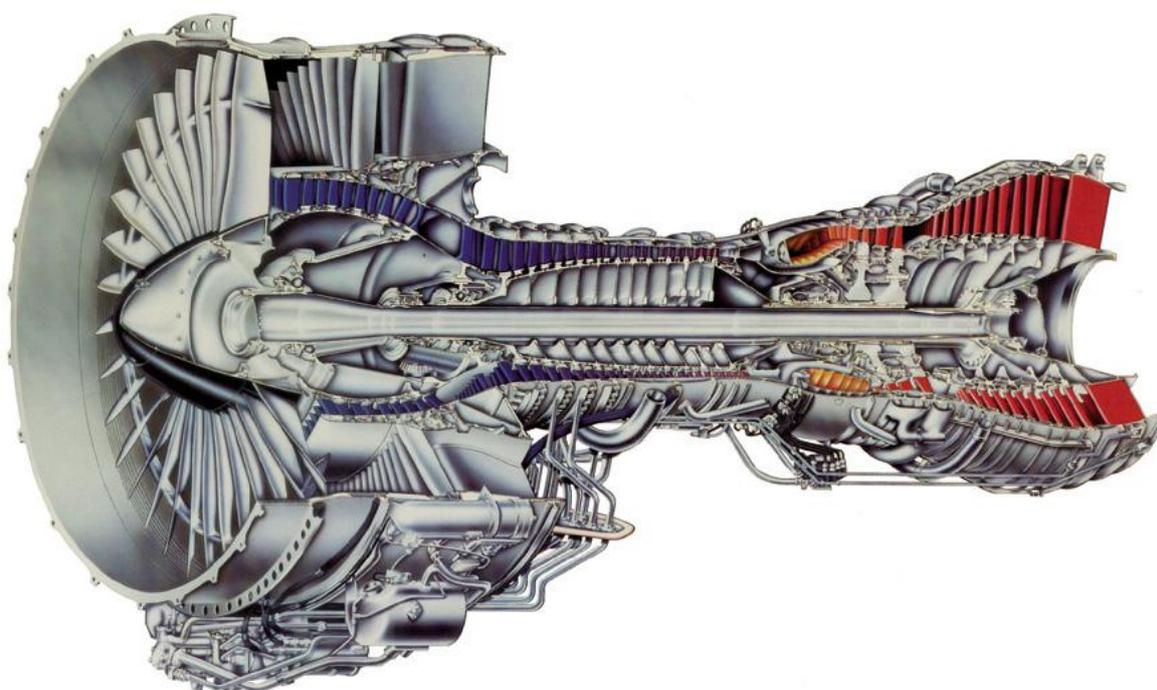
- Встроенном оборудовании для тестирования (*Built In Test Equipment (Bite)*);
- Устройстве централизованного отображения неисправностей (*Centralized Fault Display Interface Unit (CFDIU)*);
- двух Многоцелевых устройств контроля и индикации (*Multi-Purpose Control and Display Units (MCDU)*).

Система обеспечивает 3 варианта проверок:

- проверку “команда-отклик” (*track check*), когда сравниваются выходной сигнал управления и сигнал обратной связи управляемого объекта;
- перекрестную проверку (*cross check*), когда сравниваются сигналы в каналах обратных связей блоков *A* и *B* электронного регулятора;
- проверку связей (*wraparound check*), которая позволяет определить такие неисправности, как-то: рассоединение или ослабление соединений штепсельных разъемов, повышение сопротивления, обрыв кабелей и т.п.

### ***Pratt&Whitney PW2000/4000***

Семейства двигателей *Pratt&Whitney PW2000* (рис. 2.69) и *PW4000* созданы на базе ТРДД *Pratt&Whitney JT9D* в 80-х г.г. прошлого века и имеют однотипную силовую схему и конструкцию. Оба семейства представляют собой ТРДД большой степени двухконтурности.



*Рис. 2.69. ТРДД PW2000*

Семейство двигателей *Pratt&Whitney PW2000* имеет тягу в диапазоне от 165 до 190 кН (степень двухконтурности – 6,0; общая степень сжатия – 27,6...31,2) и предназначено для самолета *Boeing 757*.

Тяга двигателей семейства *Pratt&Whitney PW4000* (рис. 2.70) лежит в диапазоне от 230 до 441 кН. Существует 3 подсемейства этих ТРДД:

- *PW4000-94* с вентилятором диаметром 94 дюйма (2,4 м) и тягой от 230 до 275 кН (степень двухконтурности – 4,8...5,0; общая степень сжатия – 27,5...32,3) устанавливается на самолетах *Airbus A-310*; *Boeing 747*, *767* и *McDonnell Douglas MD-11*;

- *PW4000-100* с вентилятором диаметром 100 дюймов (2,5 м) и тягой от 287 до 305 кН (степень двухконтурности – 5,0; общая степень сжатия – 32,0...35,4) предназначен для самолетов *Airbus A-330*;

- *PW4000-112* с вентилятором диаметром 112 дюймов (2,8 м) и тягой от 386 до 441 кН (степень двухконтурности – 5,8...6,4; общая степень сжатия – 34,2...42,8) предназначен для самолетов *Boeing 777*.

Все варианты ТРДД *PW4000* имеют один и тот же базовый газогенератор и отличаются размерами системы НД: диаметром вентилятора, числом ступеней подпорного компрессора и турбины НД и т.п.

Конструктивно-силовые схемы ТРДД *PW2000* и *PW4000* идентичны. В базовом варианте ротор НД состоит из одноступенчатого вентилятора и четырехступенчатого компрессора НД, приводимого во вращение четырехступенчатой турбиной (в подсемействе *PW4000-100* компрессор и турбина НД имеют по 5 ступеней; в подсемействе *PW4000-112* компрессор НД включает 6 ступеней, а турбина НД – 7 ступеней). Основными опорами являются шариковый подшипник ротора вентилятора/компрессора НД (опора №1) и роликовый подшипник турбины, размещенный за дисками турбины НД (опора №4). Третья опора – роликовый подшипник вентилятора/ компрессора НД (опора №1.5) – является дополнительной.

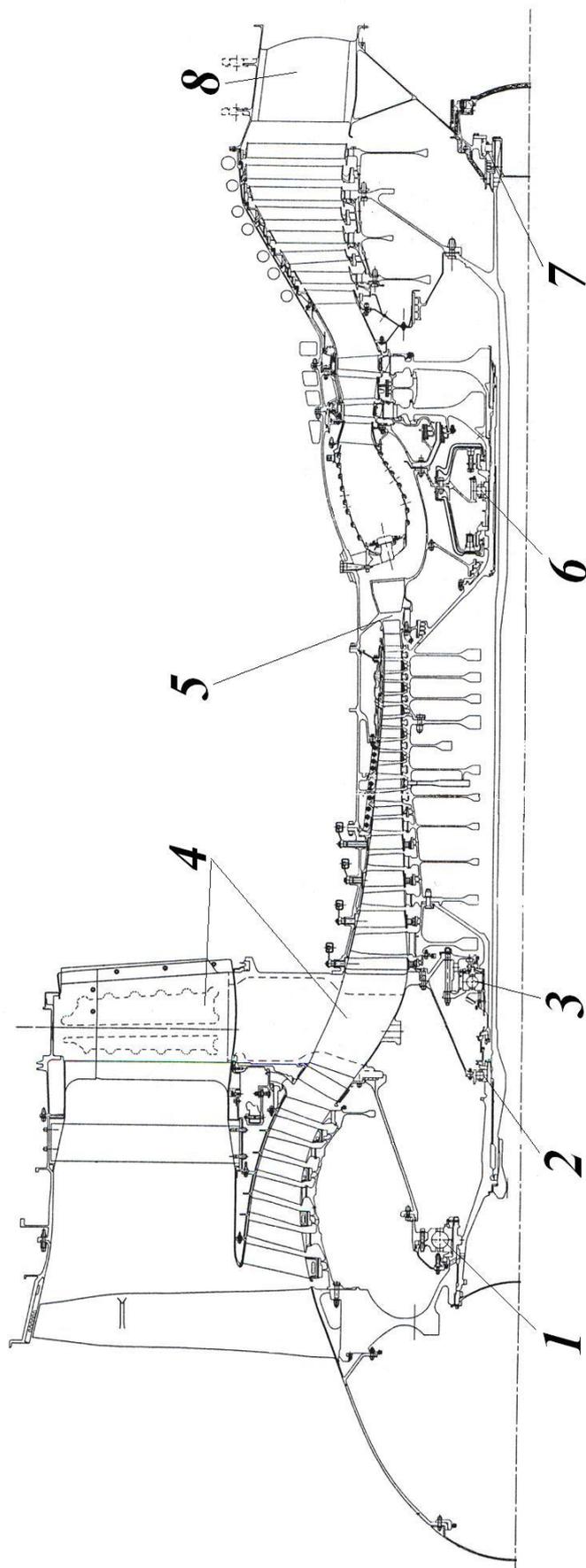


Рис. 2.70. ТРДД PW4000: 1 – передняя опора ротора вентилятора (№1); 2 – дополнительная опора ротора вентилятора (№1.5); 3 – передняя опора ротора ВД (№2); 4 – передняя силовая рама (промежуточный корпус); 5 – силовая рама диффузора камеры сгорания; 6 – задняя опора ротора ВД (№3); 7 – опора ротора турбины НД (№4); 8 – задний корпус турбины

Ротор ВД двухпорный, состоит из 12-ти ступенчатого (*PW2000*) или , 11-ти ступенчатого (*PW4000*) компрессора, приводимого во вращение двухступенчатой турбиной. Передняя опора (шарикоподшипник; опора №2) расположена перед компрессором; задняя (роликподшипник; опора №3) – между роторами компрессора и турбины ВД.

Двигатель имеет три силовых рамы:

- переднюю раму (*intermediate case*) с силовыми стойками, на которую передаются усилия от трех передних опор (№№ 1, 1.5 и 2);
- корпус камеры сгорания с силовыми стойками в его диффузоре (*diffuser case*), через который передаются усилия с задней опоры ротора ВД (№ 3);
- заднюю раму (задний корпус турбины (*turbine exhaust case*)) с силовыми стойками, где располагается задняя опора ротора НД (№ 4).

Передняя силовая рама соединена с корпусом камеры сгорания корпусами компрессора ВД; корпус камеры сгорания с задним корпусом турбины – корпусами турбины ВД и НД; спереди к передней силовой раме присоединены корпуса компрессора НД и вентилятора.

Двигатели размещаются на пилонах крыла самолета. Соединение с силовыми элементами пилона осуществляется в 2-х плоскостях (*рис. 2.71*). Основной узел подвески расположен на передней силовой раме (промежуточном корпусе) и обеспечивает передачу силы тяги, а также фиксацию двигателя в радиальном и окружном направлениях. Дополнительный узел подвески размещен на задней силовой раме (заднем корпусе турбины) и обеспечивает температурные расширения двигателя относительно силовой конструкции пилона.

На двигателях данных семейств реализуется модульная концепция (*рис. 2.72*). В соответствии с этой концепцией двигатель разделен на ряд основных узлов (*Major Assemblies*).

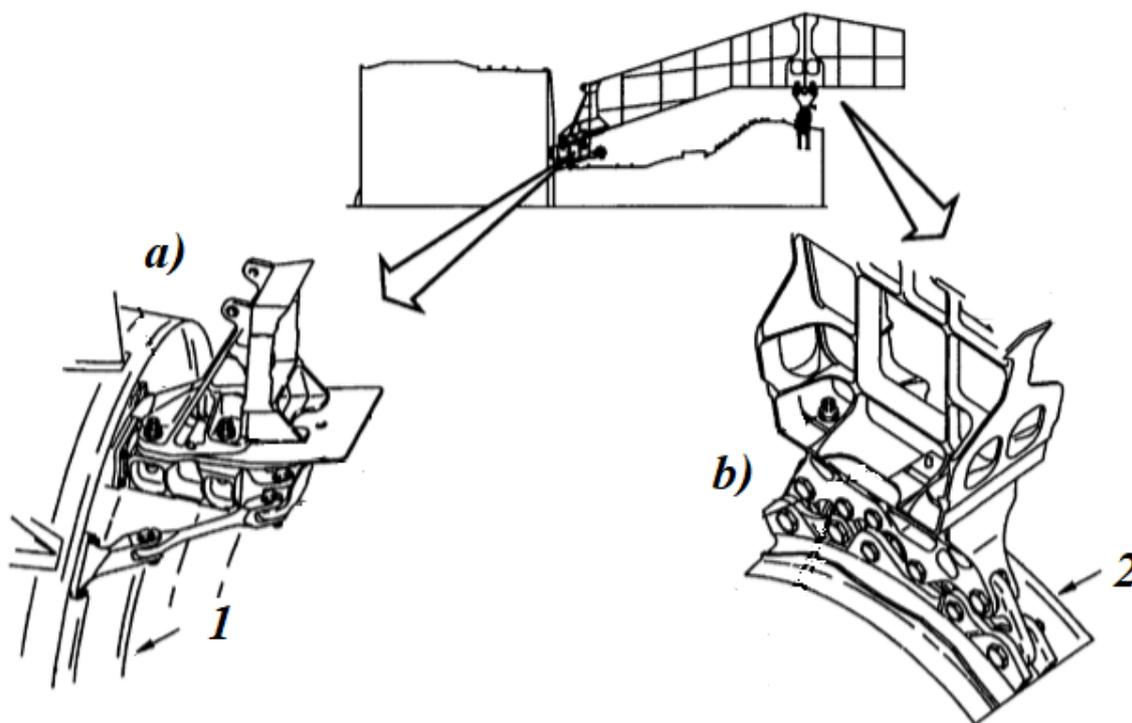


Рис. 2.71. Узлы подвески (a – передний узел подвески (forward engine mount); b – задний узел подвески (aft engine mount)): 1 – промежуточный корпус; 2 – задний корпус турбины

Этими узлами являются модули (*Build Groups* или *Module Assemblies*); рабочие лопатки вентилятора (*Fan Blades*) и входной конус компрессора (*Compressor Inlet Cone*) выделены в отдельные сборочные части двигателя, называемые *Engine Assembly Parts*. Модулями двигателя являются:

- компрессор низкого давления (*Low Pressure Compressor (LPC)*, group 72-31-00);
- ведущий вал компрессора низкого давления (*Low Pressure Compressor (LPC) Drive Shaftt*, group 72-32-00);
- корпус вентилятора (*Fan Cases*, group 72-33-00);
- промежуточный корпус (*Intermediate Case*, group 72-34-00);
- компрессор высокого давления (*High Pressure Compressor (HPC)*, group 72-35-00);
- диффузор и камера сгорания (*Diffuser and Combustor*, group 72-41-00);

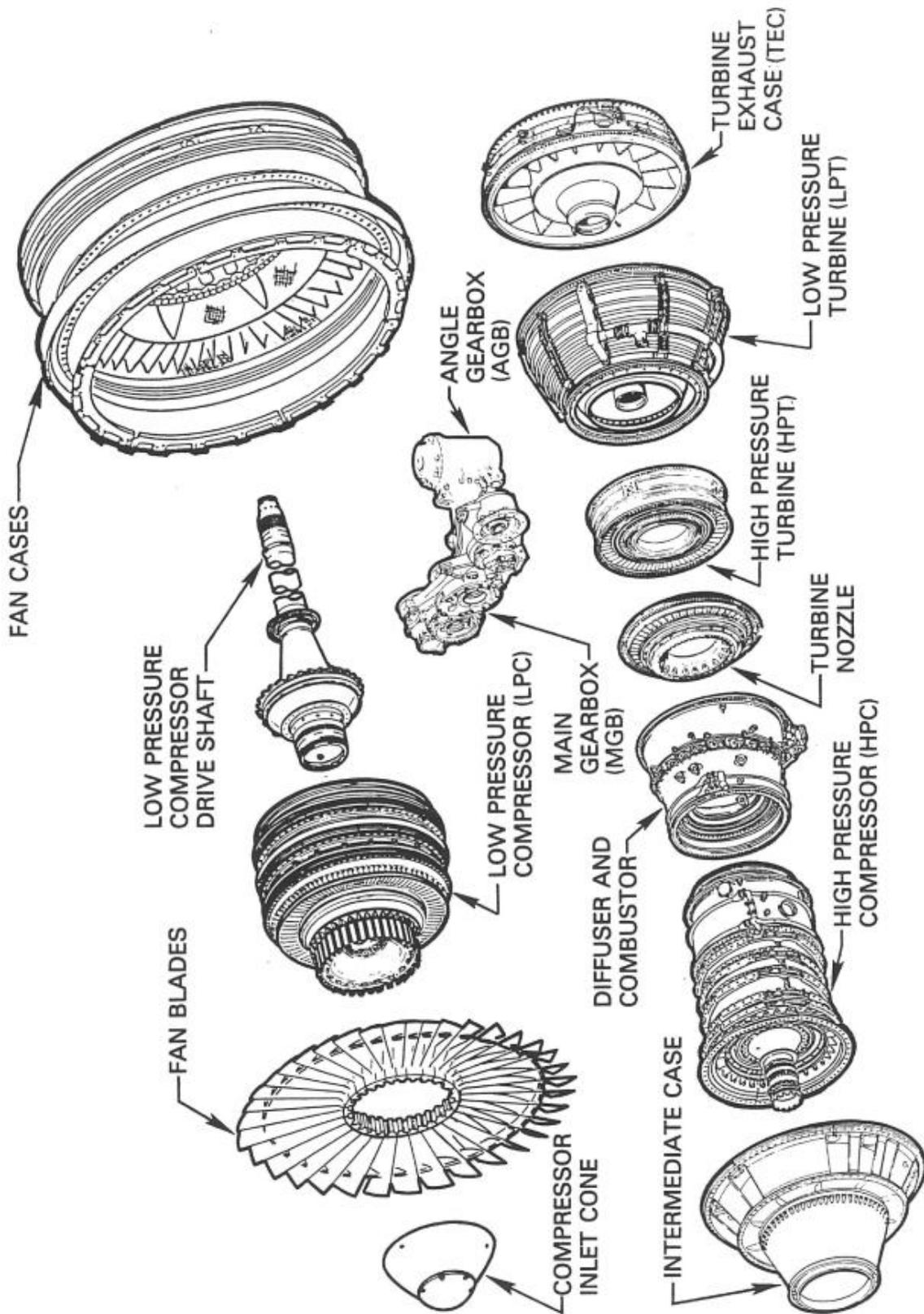


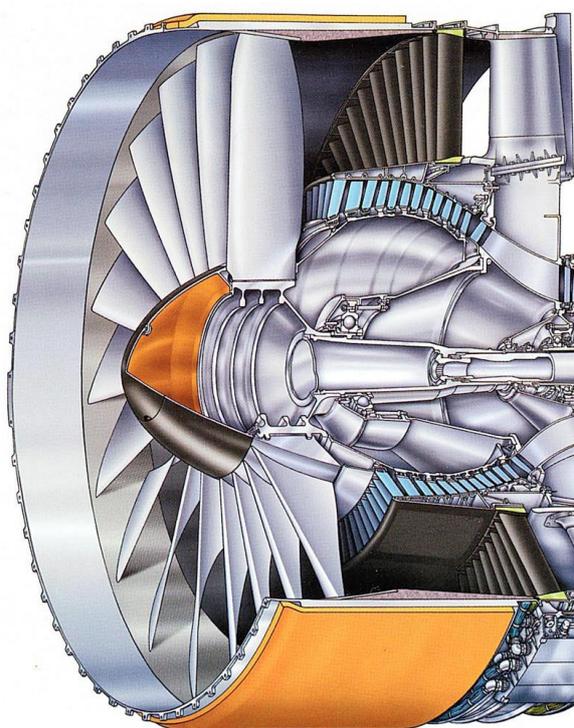
Рис. 2.72. Модули ТРДД РW2000

- сопловой аппарат турбины ВД, 1-ая ступень (*Turbine Nozzle, group 72-51-00*);
- турбина высокого давления (*High Pressure Turbine (HPT), group 72-52-00*);
- турбина низкого давления (*Low Pressure Turbine (LPT), group 72-53-00*);
- задний корпус турбины (*Turbine Exhaust Case (TEC), group 72-54-00*);
- угловая и основная коробки приводов (*Angle Gearbox (AGB)/Main Gearbox (MGB), group 72-61-00*).

Отличительные особенности конструкции данного типа ТРДД сводятся к следующему.

Рабочее колесо вентилятора имеет бандажированные рабочие лопадки (в подсемействе *PW4000-112* применяются безбандажные широкохордные лопадки; *рис. 2.73*). Для снижения начального дисбаланса рабочего колеса подбор лопаток осуществляется по массовому моменту инерции.

Число лопаток спрямляющего аппарата вентилятора (*fan exit guide vanes*) выбрано из условий снижения высокочастотного шума (например, на двигателях семейства *PW2000* отношение число лопаток направляющего аппарата к числу рабочих лопаток составляет 76/36). С целью снижения шума, создаваемого вентилятором, расстояние между рабочим колесом и направляющим аппаратом превышает длину хорд профиля лопадки более чем в 2 раза; кроме того, поверхность наружного контура выстлана шумопоглощающими панелями (*noise treatment layer*).



*Рис. 2.73. Вентилятор PW4000-112*

Одна из стоек передней силовой рамы выполнена в виде воздуховоздушного радиатора (*air-to-air heat exchanger; рис.2.74*): воздух подается к радиатору из-за 17-ой ступени компрессора, охлаждается в нем потоком воздуха из-за компрессора НД и затем направляется для охлаждения корпуса опоры №3 (*No.3 buffer air cooling system*).

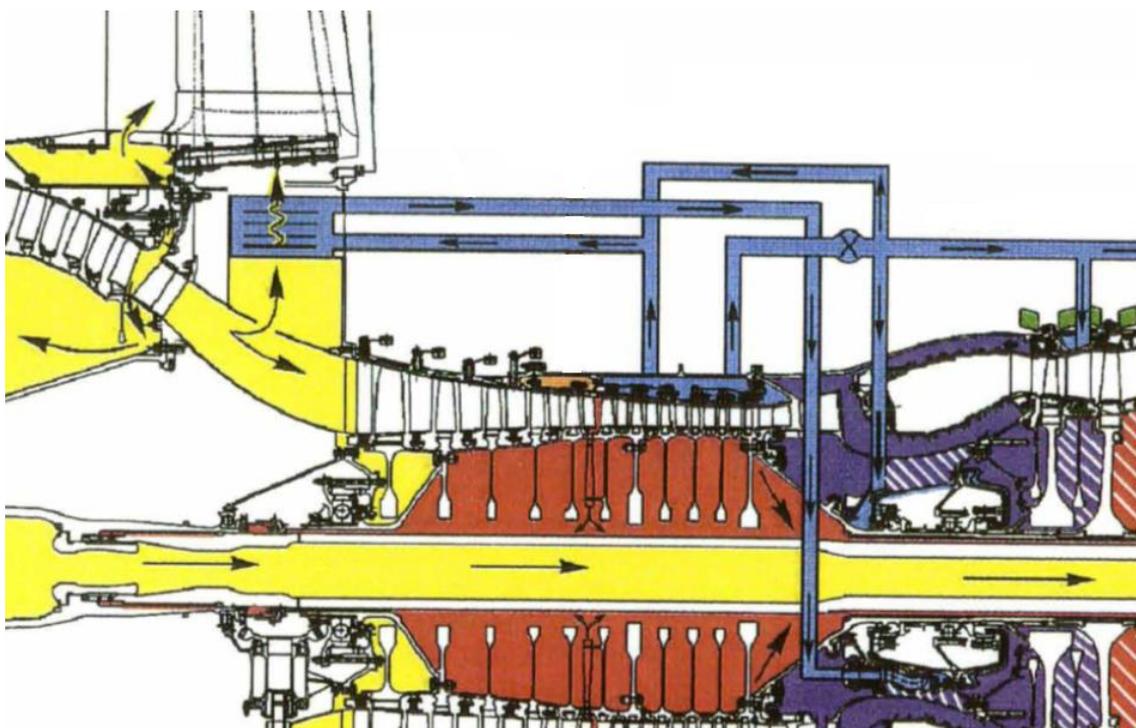


Рис. 2.74. Схема охлаждения опоры №3

Сварной ротор компрессора НД барабанного типа прикреплен к диску вентилятора, образуя с ним единый ротор. Его соединение с турбиной НД в конструкции семейства *PW2000* повторяет вариант, применявшийся ранее на ТРДД семейства *JT9D*: на длинный вал (*low compressor drive shaft*), проходящий через внутреннюю часть всего двигателя, с одной стороны насаживается с натягом ротор вентилятора/компрессора НД, а с другой – ротор турбины НД (соединение шлицевое (*spline joint*)). В семействе *PW4000* имеются отдельные валы вентилятора и турбины НД, которые образуют единый ротор за счет жесткого шлицевого и болтового соединений.

Ротор компрессора ВД барабанно-дисковой конструкции состоит из трех отсеков (*spools*): передней цапфы (с диском 6-ой ступени; *front hub*), барабанно-дискового ротора (*drum rotor*) и задней цапфы (с 2-мя последними дисками компрессора и валом турбины; (*turbine drive shaft*)). Диски и барабанные участки соединены между собой электронно-лучевой сваркой в отсеки; отсеки соединяются в единый ротор призонными болтами. Для крепления рабочих лопаток используется соединения «ласточкин хвост». При этом лопатки передних ступеней вставляются в продольные (*axial blade dovetail slots*), а лопатки задних ступеней – в кольцевые пазы дисков (*circumferential dovetail grooves*). В компрессоре в основном используются *Ti*-сплавы; последние две ступени изготавливаются из *Ni*-сплавов.

Корпус компрессора состоит из двух частей; передний корпус (корпус с поворотными НА) имеет горизонтальный разъем (*split front case*); задний корпус кольцевой (*annular rear case*), куда набираются отдельные НА ступеней (в результате этот корпус имеет «двустенную» конструкцию, что снижает влияние деформаций корпуса при изгибе на радиальные зазоры).

Противопомпажная система компрессора (*compressor airflow control system*) включает:

- кольцо управляемого перепуска воздуха из-за подпорного компрессора в наружный контур (воздух отводится через окна, расположенные между рабочими лопатками и НА последней ступени (*2.5 bleed valve*));

- 4 (или 5) рядов управляемых поворотных лопаток НА (*variable stator vanes (VSV)*) первых ступеней компрессора ВД (включая входной НА);

- двухпозиционный клапан перепуска воздуха из-за 14-ой ступени компрессора ВД (*14<sup>th</sup> stage bleed valve*).

Кроме того, следует учесть повышение устойчивости работы компрессора, связанное со скольжением роторов НД и ВД. Так, на двигателе *PW2037* ротор НД при переходе с взлетного режима на режим «малый газ» тормозится с 4000 об/мин до 811 об/мин, в то время как ротор ВД – с 11500 до

7400 об/мин. В результате отношение  $N1/N2$  (обороты ротора НД/обороты ротора ВД) снижается с 0,35 до 0,11 (т.е., в 3 раза).

Камера сгорания - кольцевая с диффузором срывного типа. Жаровая труба имеет 24 рабочие форсунки с воздушным распылом (*air blast fuel injectors*; рис. 2.75). Поверхность жаровой трубы имеет магниево-циркониевое защитное покрытие.

Сопловые аппараты турбины (САТ) ВД выполнены охлаждаемыми: для этой цели в САТ 1-ой ступени используется воздух из-за 17-ой ступени компрессора; в САТ 2-ой ступени – из-за 14-ой ступени компрессора. Рабочие лопатки обеих ступеней безбандажные монокристаллические охлаждаемые (*shroudless single crystal internally cooled blades*; охлаждающий воздух подводится из-за 17-ой ступени компрессора). В ТРДД PW2000 диск 1-ой ступени турбины соединяется болтами с диском 2-ой ступени; последний соединяется с ротором компрессора ВД шлицами. В двигателях семейства PW4000 оба диска турбины ВД насажены на шлицевой конец задней цапфы ротора компрессора.

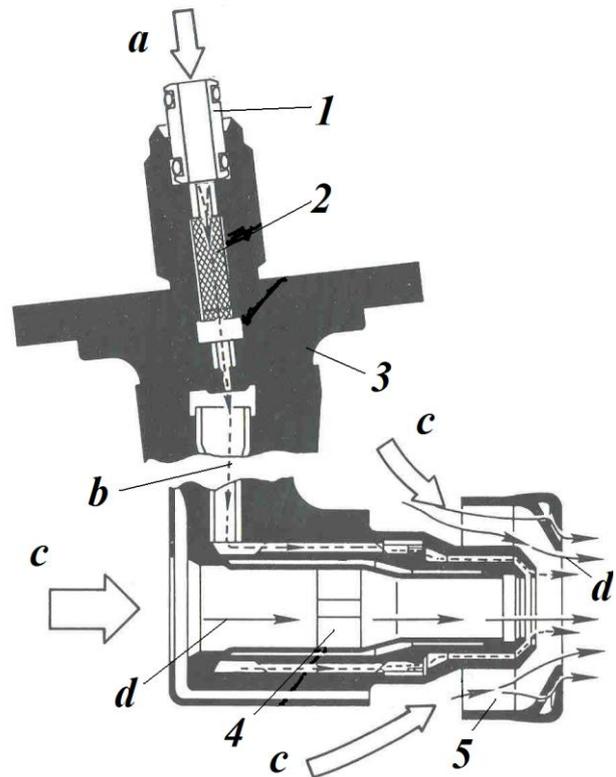
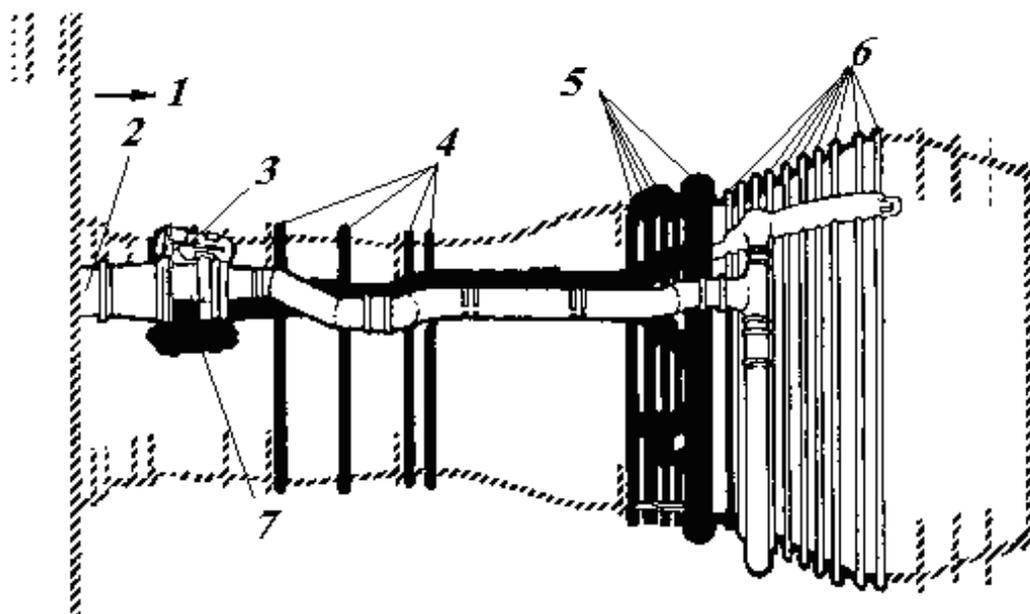


Рис. 2.75. Рабочая форсунка с воздушным распылом (а – подвод топлива; b – движение топлива; c – подвод воздуха; d – движение воздуха): 1 – перепускная втулка; 2 – фильтр тонкой очистки; 3 – корпус с фланцем; 4, 5 – завихрители

Число ступеней турбины НД в основном зависит от мощности, потребляемой вентилятором. Поскольку ее ротор малооборотный (максимальная скорость достигается на концах рабочих лопаток вентилятора),

то ротор имеет дисково-барабанную схему. Для крепления рабочих лопаток используется соединение «ласточкин хвост». Снижение уровня вибраций достигается применением бандажированных лопаток. Лопатки САТ имеют наружные полки: в результате возникает, так называемая «двустенная» схема, существенно снижающая уровень температурных напряжений в конструкции корпуса турбины.

Турбины НД и ВД, а также задняя часть компрессора ВД снабжены системой активного управления зазорами (*Active Clearance Control System (ACCS)*; *рис. 2.76*). Для этой цели воздух из-за вентилятора подается к кольцевым трубопроводам, расположенным вокруг соответствующих корпусов, и выдувается на их наружную поверхность. Сжатие корпусов вследствие их охлаждения приводит к уменьшению радиальных зазоров между корпусом и ротором.



*Рис. 2.76. Система активного управления зазорами: 1 – воздушный поток от вентилятора; 2 – заборник воздуха; 3 – управляющий клапан турбины НД; 4 – кольцевые трубопроводы компрессора ВД; 5 – кольцевые трубопроводы турбины ВД; 6 – кольцевые трубопроводы турбины НД; 7 – управляющий клапан*

Проточная часть двигателя (*engine gaspath*) может быть осмотрена визуально или с помощью специальных бороскопических устройств (*borescope inspection*). Визуальному контролю и/или осмотру с помощью гибких эндоскопов через воздухозаборник подвергаются лопатки вентилятора и компрессора НД. Через выходное устройство таким же образом возможен осмотр заднего корпуса турбины и лопаток турбины НД.

Проточная часть компрессора ВД, камеры сгорания и турбины ВД контролируется бороскопическими устройствами через специальные отверстия. Схема осмотра представлена на *Рис. 2.77*. Контроль лопаток компрессора ВД, рабочих лопаток 2-ой ступени турбины ВД и сопловых лопаток 1-ой ступени турбины НД обеспечивается с помощью жестких эндоскопов (*rigid borescopes*). Контроль жаровой трубы камеры сгорания (в том числе горелок и торцов рабочих форсунок) и лопаток соплового аппарата 1-ой ступени турбины ВД осуществляется гибкими эндоскопами (*flexible borescopes*). Прокрутка ротора ВД при бороскопировании обеспечивается вручную (*manual crank*) или с помощью специального воздушного мотора (*air motor*; для этой цели предусмотрен фланец на коробке приводов (*main gearbox*)).

Двигатели всех семейств оборудованы электронной системой управления двигателем с полной ответственностью *FADEC* (следует заметить, что ТРДД семейства *PW2000* были первыми коммерческими двигателями, где в 1983 г. была использована такая система).

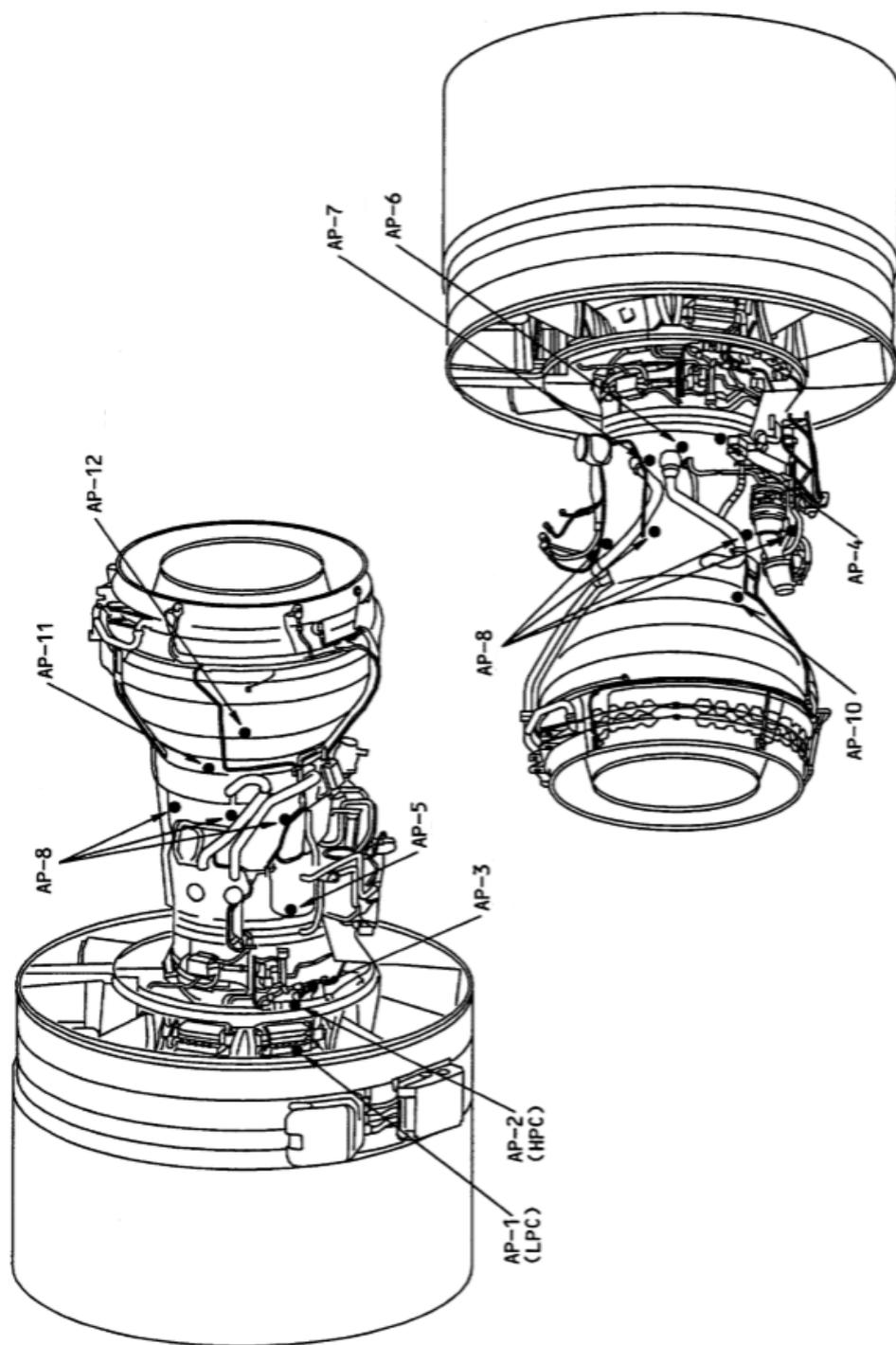


Рис. 2.77. Размещение отверстий для бороскопирования (access ports (AP)). Осматриваются: AP-1 – КНД, 4 ступень; AP-2 – КВД, 5 и 6 ступени; AP-3 – КВД, 6 и 7 ступени; AP-4 – КВД, 8 и 9 ступени; AP-5 – КВД, 10 и 11 ступени; AP-6 – КВД, 12 и 13 ступени; AP-7 – КВД, 14 и 15 ступени; AP-8 – жаровая труба, рабочие форсунки и ТВД, 1-ая ступень; AP-10 – ТВД, 2-ая ступень и ТНД, 3-ья ступень; AP-11 – ТВД, 1-ая и 2-ая ступени, рабочие лопатки; AP-12 – ТНД, 5 ступень, сопловые лопатки

### 2.2.2. Трехвальные ТРДД большой степени двухконтурности

В сравнении с двухвальными ТРДД трехвальные ТРДД большой степени двухконтурности применяются значительно реже. Параметры наиболее известных двигателей приведены в Табл. 4.

Как и в ТРДД двухроторной схемы трехвальный ТРДД отличается наличием одноступенчатого вентилятора без ВНА, расположенного в передней («холодной») части двигателя. Основные отличия трехвального двигателя от ТРДД двухроторной схемы связаны с тем, что его ротор состоит из трех механически между собой несвязанных роторов:

- ротора вентилятора (иногда этот ротор называют ротором НД);
- ротора промежуточного (среднего) давления (если используется термин «ротор вентилятора», то этот ротор называют ротором НД);
- ротора ВД.

Таблица 4

Трехвальные ТРДД большой степени двухконтурности

Наименование двигателя	Фирма	Тяга	<i>m</i>	Степень сжатия	Расход воздуха	Применение
RB211-524B	Rolls Royce	50000 lbf	4,50	28,4	1513 lb/sec	L1011-200, Boeing 747
RB211-535E	-«»-	40100 lbf	4,30	25,8	1151 lb/sec	Boeing 757
Trent 900	-«»-	70000-76,000 lbf	8,7-8,5	50,0	2655-2745 lb/sec	A380
Trent 1000	-«»-	53000-75000 lbf	10-11	50,0-52,0	2400-2670 lb/sec	Boeing 787
Д-36	Запорожское МКБ «Прогресс»	63,7 kN	5,6	20,2	253 кг/сек	Яковлев Як-42
Д-18	-«»-	230 kN	5,6	25,0	760 кг/сек	Антонов Ан-124
Д-436	-«»-	80,3 kN	4,9	26,2	233 кг/сек	Туполев Ту-334

В этом случае конструкция двигателя, естественно, усложняется, так как, во-первых, по сравнению с двухвальным для его роторов требуется больше опор (подшипников) и, следовательно, больше силовых рам, где они должны быть размещены. Во-вторых, в трехвальном двигателе сложнее система регулирования, так как необходимо управлять тремя роторами.

Однако, газодинамические характеристики трехвального двигателя улучшаются в связи с возможностью уменьшения (или даже полного устранения) срывных режимов при работе компрессора и помпажа двигателя за счет явления, называемого «скольжением роторов» (в этом случае соотношение частот вращения роторов меняется от режима к режиму и, например, если двигатель идет с режима «малый газ» на максимальный режим, то ротор вентилятора раскручивается быстрее, а ротор ВД – медленнее, чем ротор промежуточного давления). Напомним, что в ТРДД двухроторной схемы основным средством устранения помпажа являются поворотные направляющие аппараты нескольких ступеней компрессора ВД – данный механизм оказывается достаточно сложным и громоздким. Кроме того, для согласования работы компрессоров НД и ВД необходима система перепуска воздуха между ними. Естественно, что это усложняет и конструкцию ТРДД двухроторной схемы и управление им.

### ***Rolls-Royce Trent 900***

Все трехвальные двигатели большой степени двухконтурности, выпускаемые фирмой *Rolls-Royce*, имеют одну и ту же конструктивно-силовую схему.

Первым трехвальным ТРДД фирмы *Rolls-Royce* был *RB.211-22* с тягой 187 кН и степенью двухконтурности  $m = 5,0$ , далее был создан *RB.211-524* (тяга от 222 до 270 кН;  $m = 4,1...4,3$ ), а на его базе – *RB.211-535* (тяга 165 до 192 кН;  $m = 4,3...4,4$ ). Все двигатели имеют одноступенчатый широкохордный вентилятор, 7-ступенчатый компрессор (6-ступенчатый на *RB.211-535*)

промежуточного давления, 6-ступенчатый компрессор ВД, кольцевую камеру сгорания с 18 горелками (с 24 горелками на некоторых модификациях *RB.211-524* и *RB.211-535*), одноступенчатую турбину ВД, одноступенчатую турбину промежуточного давления и 3-ступенчатую турбину НД (вентилятора).

На базе газогенератора двигателя *RB.211-524* было разработано семейство двигателей *Trent* (диапазоне тяг от 236 до 454 кН). Первым двигателем этого семейства был *Trent 600*, предложенный для самолетов *McDonnell Douglas MD-11*, а затем для *Boeing 747/767*; но он так и не был использован. Далее последовали:

- *Trent 700* с тягой 300 и 316 кН,  $m = 5,0$  и диаметром вентилятора 2,47 м (для *Airbus A330* и *Boeing 767*);

- *Trent 800* (с тягой 334...423 кН,  $m = 5,7...6,2$  и диаметром вентилятора 2,79 м (для *Boeing 777*);

- *Trent 500* с тягой 236...267 кН,  $m = 7,5...7,6$  и диаметром вентилятора 2,47 м (для *Airbus A340*);

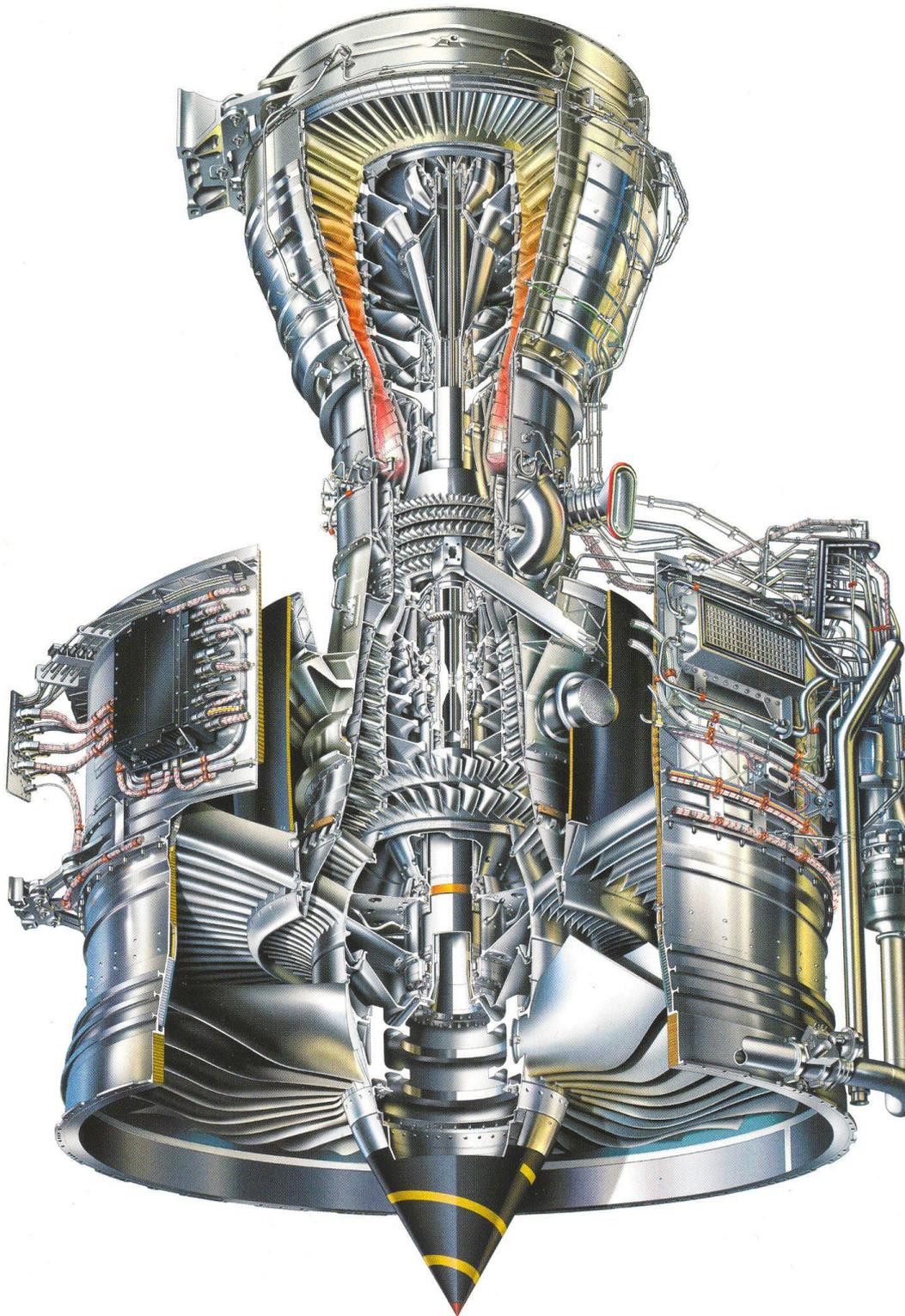
- *Trent 900* (рис.2.78) с тягой 311...338 (374) кН,  $m = 8,5...8,7$  и диаметром вентилятора 2,95 м (для *Airbus A380*);

- *Trent 1000* с тягой 236...334 кН,  $m = 10,8...11,0$  и диаметром вентилятора 2,85 м (для *Boeing 787*); степень сжатия у этого двигателя должна достигнуть 52, а компрессоры промежуточного и высокого давлений имеют противоположные направления вращения;

- *Trent 1700* с тягой 280...334 кН,  $m = 9,8$  и диаметром вентилятора 2,84 м (для *Airbus A385*).

Рассмотрим конструктивно-силовую схему ТРДД данных семейств на примере модификации *Trent 900* (рис. 2.79).

Ротор ВД двухпорный и состоит из 6-ступенчатого компрессора, приводимого во вращение одноступенчатой турбиной. Опорно-упорная опора (шарикоподшипник) расположена в передней части ротора; опорная (роликподшипник) – за диском турбины.



*Puc. 2.78. Trent 900*

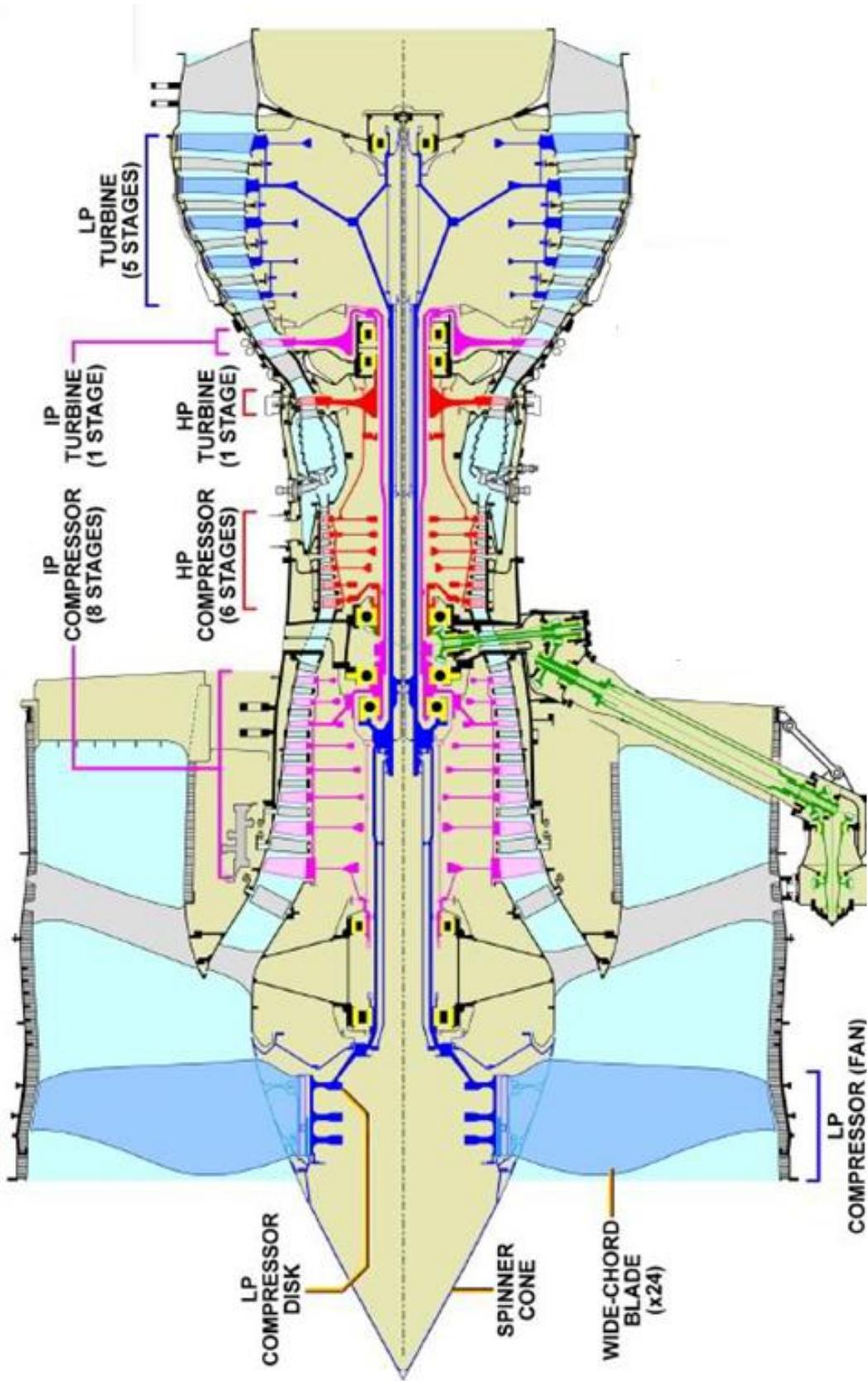
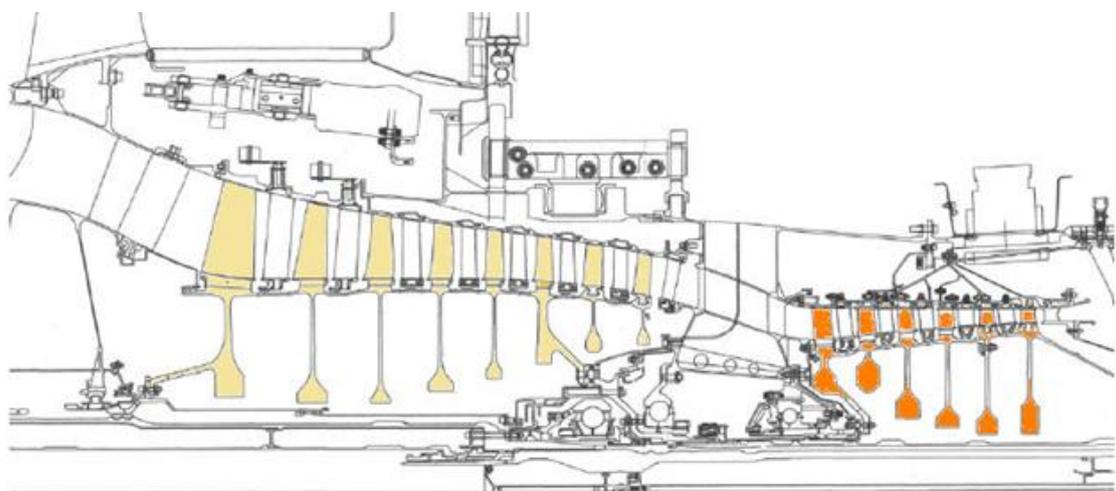


Рис. 2.79. Конструктивно-силовая схема ТРДД Trent 900

Ротор промежуточного давления трехпорный. 8-ступенчатый ротор компрессора опирается на две опоры: переднюю – роликовый подшипник и заднюю – шариковый подшипник. Одноступенчатая турбина имеет одну собственную опору – роликоподшипник, расположенный под диском турбины; второй опорой ротора турбины служит соединение роторов турбины и компрессора, обеспечивающего передачу крутящего момента, осевой и поперечной сил.

Ротор НД, состоящий из ротора вентилятора и ротора турбины вентилятора (НД), также трехпорный. Ротор вентилятора имеет две опоры: передний роликоподшипник, расположенный за диском вентилятора, и задний межвальный шарикоподшипник, расположенный внутри ротора компрессора промежуточного давления (в задней его части; *Рис. 2.80*). Таким образом, осевая и часть радиальной нагрузки передается с ротора НД на ротор компрессора промежуточного давления и затем через его подшипники на корпус двигателя. 5-ступенчатый (4-ступенчатый в двигателе *Trent 700*, 6-ступенчатый в двигателях *Trent 1000* и *Trent 1700*) ротор турбины НД опирается на собственную опору – роликовый подшипник, расположенный за дисками турбины, и ротор вентилятора, с которым он связан соединительной муфтой.



*Рис. 2.80. Компрессоры промежуточного давления и ВД двигателя Trent*

Как можно видеть, подшипники группируются для уменьшения числа силовых рам. В результате 8 опор трех роторов двигателя размещаются в четырех силовых кольцевых рамах.

Первая из них, передний корпус компрессора, расположена между ротором вентилятора и компрессором промежуточного давления – ее силовыми элементами являются неподвижные лопатки первого ВНА компрессора промежуточного давления (на входе в данный компрессор установлен двухступенчатый ВНА). В этой силовой раме размещены передняя опора ротора вентилятора и передняя опора ротора компрессора промежуточного давления.

Вторая рама, промежуточный корпус компрессора, расположена между роторами промежуточного и высокого давлений – это корпус с силовыми стойками. В нем размещены шарикоподшипники: задняя опора ротора компрессора промежуточного давления и передняя опора ротора ВД. Кроме того, на него передаются нагрузки с межвального шарикоподшипника ротора вентилятора.

Третья рама, промежуточный корпус турбины, находится между роторами турбин высокого и промежуточного давлений – ее силовыми элементами являются стержни, расположенные внутри сопловых лопаток турбины промежуточного давления. В данной раме размещены задняя опора ротора ВД и опора ротора турбины промежуточного давления.

Четвертая рама, задний корпус турбины, расположена за турбиной НД – ее силовыми элементами являются стойки; в раме размещена опора ротора турбины НД.

Силовые рамы соединены: передний и промежуточный корпуса компрессора – корпусом компрессора промежуточного давления; промежуточные корпуса компрессора и турбины – корпусами компрессора ВД, камеры сгорания и турбины ВД; промежуточный и задний корпуса турбины –

корпусом турбины НД. Корпус вентилятора соединен с передним корпусом компрессора направляющими лопатками вентилятора.

Особенностью подвески двигателя на самолете является то, что передние (основные) узлы подвески присоединяются к развитым фланцам, расположенным вокруг компрессора промежуточного давления и составляющим часть промежуточного корпуса компрессора. Задние (дополнительные) узлы подвески размещаются на заднем корпусе турбины.

Двигатель имеет модульную конструкцию и состоит из (Рис. 2.81):

- модуля вентилятора (*LP fan module*);
- модуля промежуточного компрессора (*IP compressor module*);
- промежуточного модуля (*intermediate module*);
- модуля корпуса вентилятора (*LP fan case module*);
- модуля коробки приводов (*High Speed gearbox module*);
- модуля высокого давления (*HP system module*);
- модуля турбин промежуточного и низкого давлений (*IP&LP turbine module*).

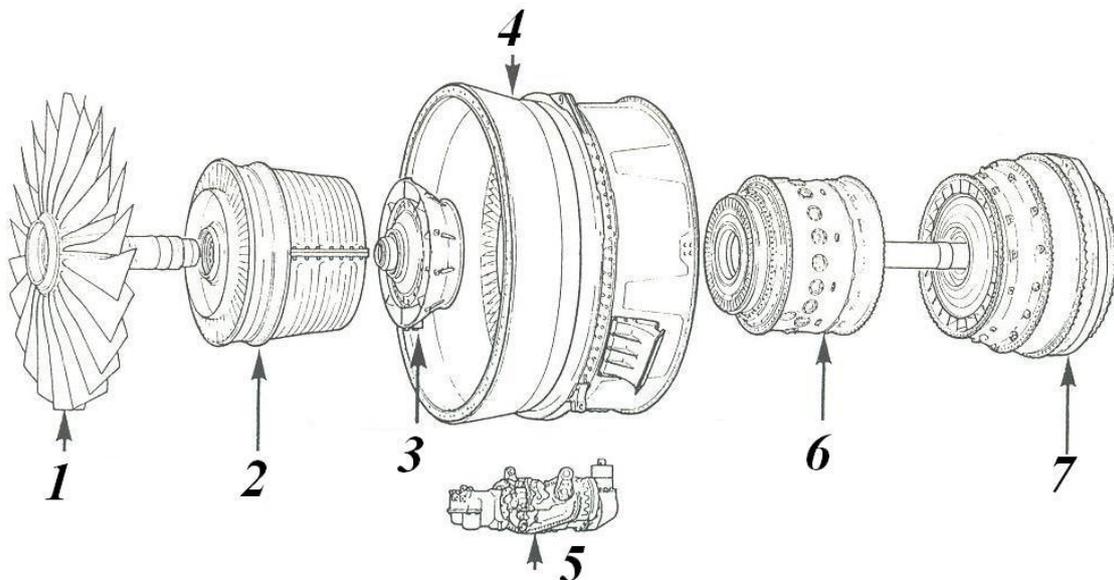


Рис. 2.81. Модули двигателя Trent: 1 – модуль вентилятора; 2 – модуль промежуточного компрессора; 3 – промежуточный модуль; 4 – модуль корпуса вентилятора; 5 – модуль коробки приводов; 6 – модуль высокого давления; 7 – модуль турбин промежуточного и низкого давлений

К особенностям рассматриваемого семейства двигателей следует отнести широкое использование передовых технологий (которые также применяются на большинстве современных ГТД, в производстве которых принимает участие фирма *Rolls-Royce*):

- диффузионного процесса (*diffusion bonding process*) для изготовления широкохордных лопаток вентилятора;
- электронно-лучевой сварки (*Electron-Beam Welding*) для соединения деталей ротора компрессора;
- литья с направленной кристаллизацией (*directionally solidified casting*) при изготовлении рабочих лопаток турбины;
- монокристаллических (*single-crystal*) рабочих лопаток турбины ВД;
- метода порошковой металлургии при изготовлении дисков турбины (*powder metallurgy*);
- лазерного сверления (*Laser Drilling*) для получения отверстий для прохода охлаждающего воздуха;
- плазменного напыления (*Plasma Spraying*) для создания высокоэффективных защитных покрытий и т.п.

В двигателях, выпускаемых фирмой *Rolls-Royce*, впервые были применены ряд оригинальных конструктивных решений, позволивших существенно повысить эффективность и надежность ГТД. К ним относятся:

- трехвальная схема ТРДД (запатентована в 1945 г.; реализована в 60-ых годах);
- конструкция межвальной опоры, передающей осевую нагрузку с одного ротора на другой (с ротора вентилятора на ротор промежуточного компрессора; см., *Рис. 2.80*);
- конструкция широкохордной лопатки вентилятора (первоначально применялась трехслойная лопатка с сотовым наполнителем (*Рис. 2.82*); в дальнейшем полая лопатка, упрочненная внутренней фермой (*Рис. 2.83*));

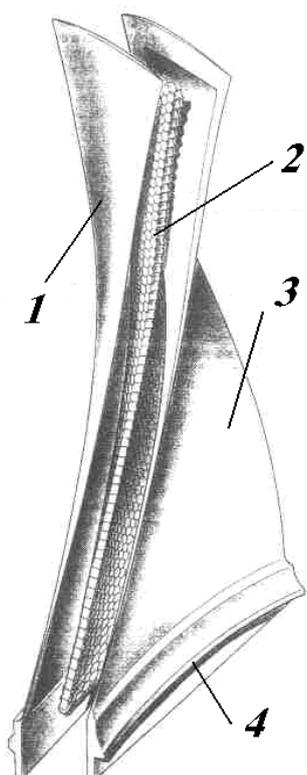


Рис. 2.82. Широкохордная лопатка: 1 – спинка (concave skin); 2 – сотовый наполнитель (honeycomb core); 3 – корытце (convex skin); 4 – хвостовик

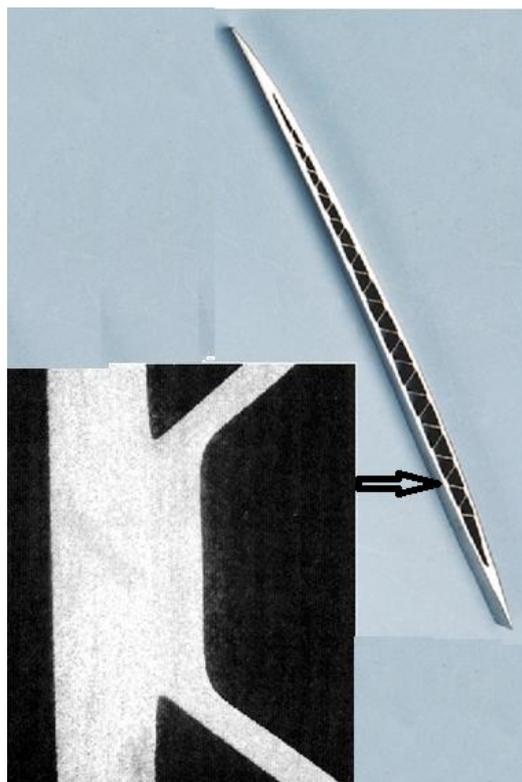


Рис. 2.83. Профиль широкохордной полый лопатки с упрочнением в виде фермы

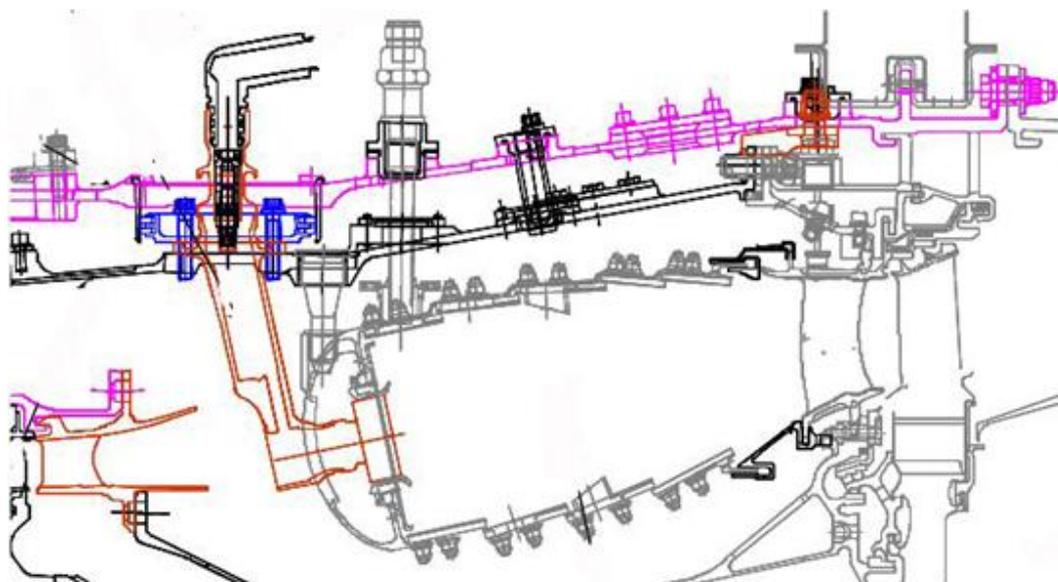


Рис. 2.84. Кольцевая камера сгорания с жаровой трубой сегментного типа

- сегментная жаровая труба кольцевой камеры сгорания (*Рис. 2.54* и *2.84*) и многие др.

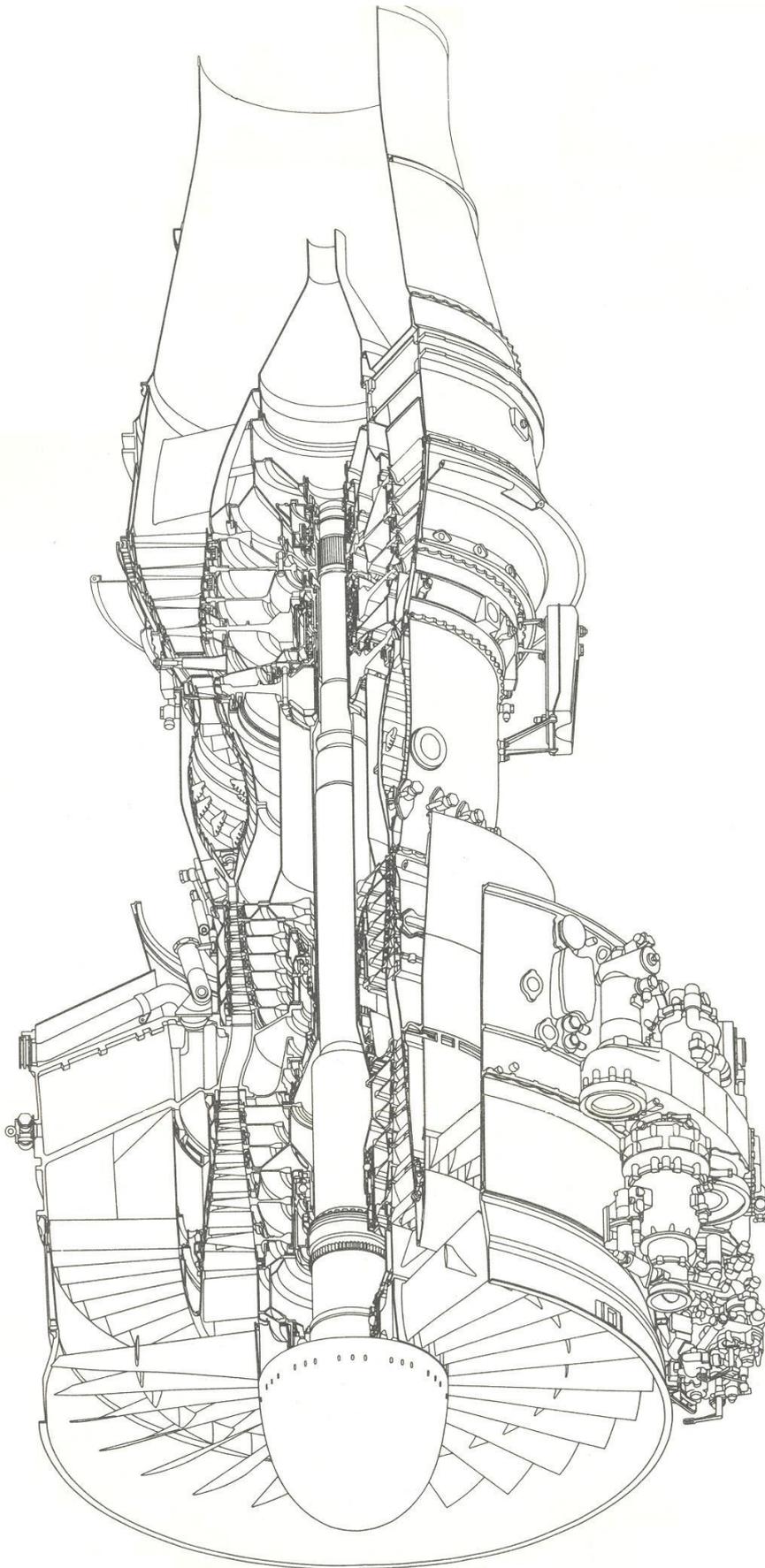
### ***Ивченко-Прогресс Д-36***

В ЗМКБ «Прогресс» («Ивченко-Прогресс») разработано 3 типа трехвальных ТРДД. Первым, как указывалось выше, был двигатель *Д-36* (*рис.2.85*; тяга 6500 кгс, масса 1124 кг; самолеты *Як-42* и *Ан-72/74*), затем – *Д-18* (тяга до 25830 кгс, масса 4100 кг; самолеты *Ан-124/225*) и далее – *Д-436* (тяга 7500...9400 кгс, масса 1450...1600 кг; самолеты *Ту-230/334*, *Бе-200* и *Ан-148*).

Все эти двигатели имеют практически одну и ту же конструктивно-силовую схему. Рассмотрим основные особенности конструкции ТРДД *Д-36*. Он имеет модульную конструкцию и состоит из (*рис.2.86*):

- колеса вентилятора;
- корпуса вентилятора (со спрямляющим аппаратом вентилятора);
- вала вентилятора;
- компрессора НД;
- коробки приводов;
- промежуточного корпуса компрессора с компрессором ВД;
- камеры сгорания;
- ротора турбины ВД;
- промежуточного корпуса турбины (корпуса опор турбин НД и ВД);
- ротора турбины НД;
- турбины вентилятора;
- заднего корпуса турбины (с реактивным соплом внутреннего контура).

Роторная система двигателя состоит из ротора вентилятора, ротора низкого давления (НД) и ротора ВД.



*Рис. 2.85. Ивченко-Прогресс Д-36*

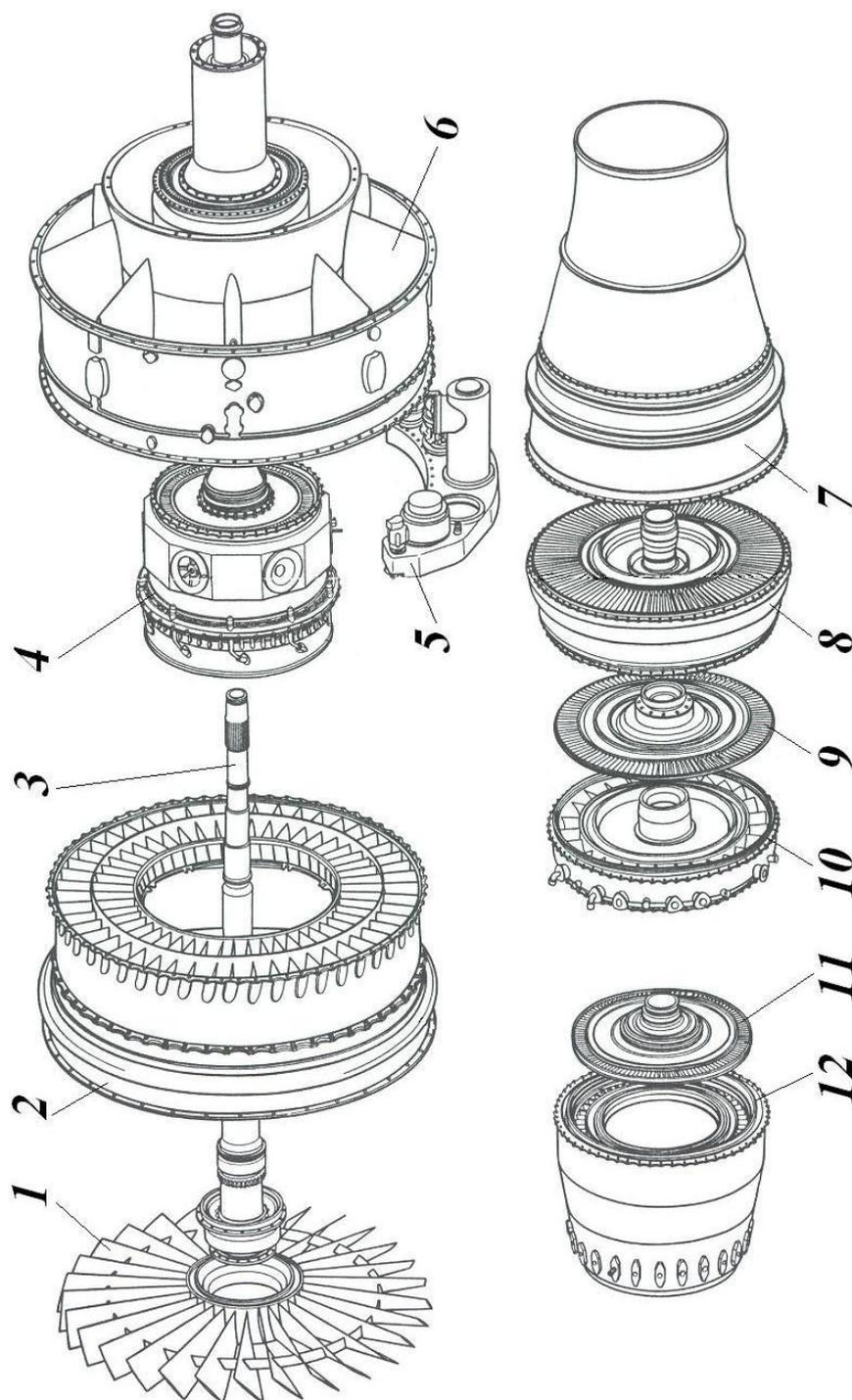


Рис. 2.86. Модульная конструкция ТРДД Д-36: 1 – колесо вентилятора; 2 – корпус вентилятора; 3 – вал вентилятора; 4 – компрессор НД; 5 – коробка приводов; 6 – промежуточный корпус компрессора с компрессором ВД; 7 – задний корпус турбины (с реактивным соплом внутренней контура); 8 – турбина вентилятора; 9 – ротор турбины НД; 10 – промежуточный корпус турбины (корпуса опор турбин НД и ВД); 11 – ротор турбины ВД; 12 – камера сгорания

Ротор вентилятора двухопорный и состоит из одноступенчатого вентилятора (двигатель Д-436 имеет подпорную ступень, являющуюся первой ступенью компрессора НД) и 3-ступенчатой турбины вентилятора (у двигателя Д-18 турбина 4-ступенчатая). Передняя опора (шарикоподшипник) расположена за диском вентилятора (рис.2.87); задняя (роликподшипник) – за дисками турбины. Предусмотрена также дополнительная опора скольжения в районе вентилятора: она вступает в действие при разрушении лопаток вентилятора; при нормальной работе двигателя в ней имеется зазор. Таким образом, точнее можно классифицировать такой ротор как двухопорный с дополнительной опорой.

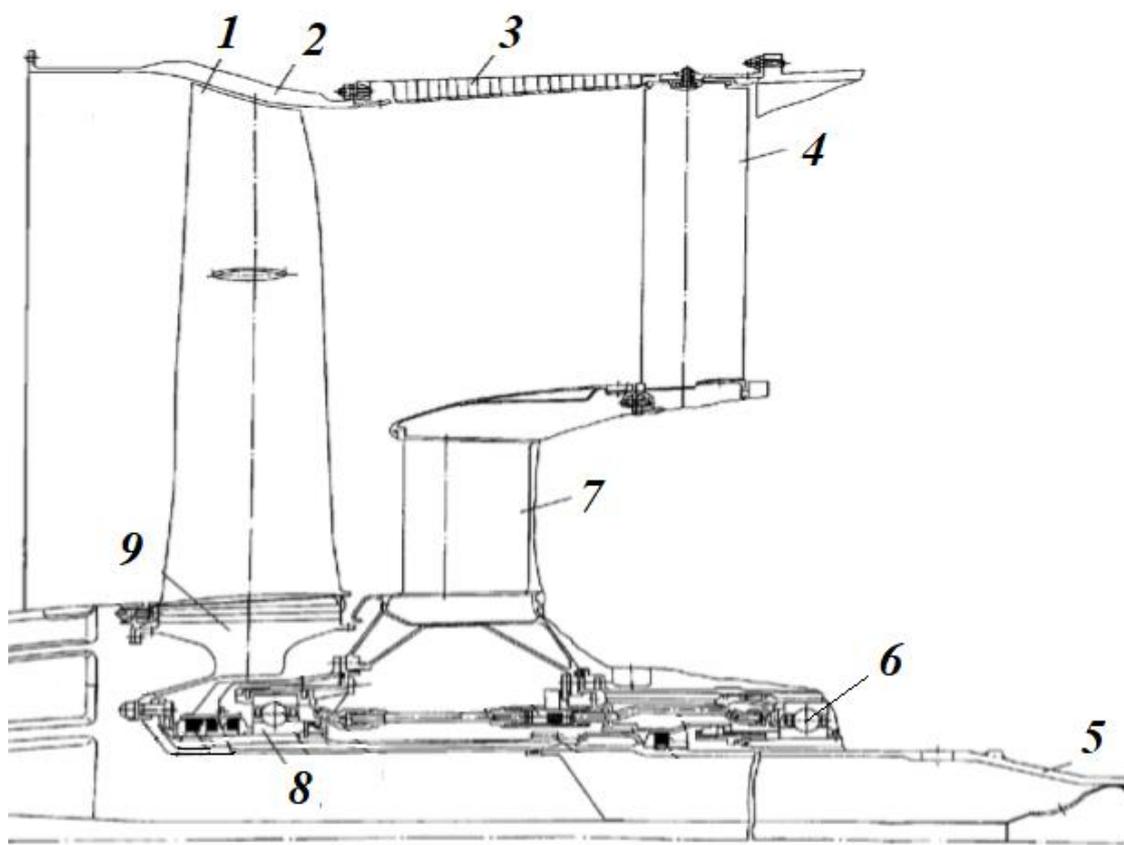


Рис. 2.87. Вентилятор и передняя силовая рама: 1 – рабочая лопатка вентилятора; 2 – корпус вентилятора; 3 – панель шумоглушения; 4 – спрямляющий аппарат вентилятора; 5 – вал вентилятора; 6 – передняя опора ротора НД; 7 – силовая стойка переднего корпуса компрессора НД; 8 – опора ротора вентилятора; 9 – диск вентилятора

Ротор НД также двухпорный. Он состоит из 6-ступенчатого (7-ступенчатого в Д-18) компрессора и одноступенчатой турбины. Передняя опора (шариковый подшипник) расположена под передними дисками ротора компрессора; задняя (роликовый подшипник) – под диском турбины.

Ротор ВД двухпорный и состоит из 7-ступенчатого компрессора, приводимого во вращение одноступенчатой турбиной. Опоры расположены: передняя (шариковый подшипник) внутри ротора компрессора (рис. 2.88); задняя (роликовый подшипник) – за диском турбины.

Опоры сгруппированы для уменьшения числа силовых рам. В результате двигатель имеет 4 силовых кольцевых рамы. Первая из них – передний корпус компрессора – расположена между между вентилятором и компрессом НД. В этой силовой раме (рис. 2.87) размещены передняя опора ротора вентилятора и передняя опора ротора компрессора НД.

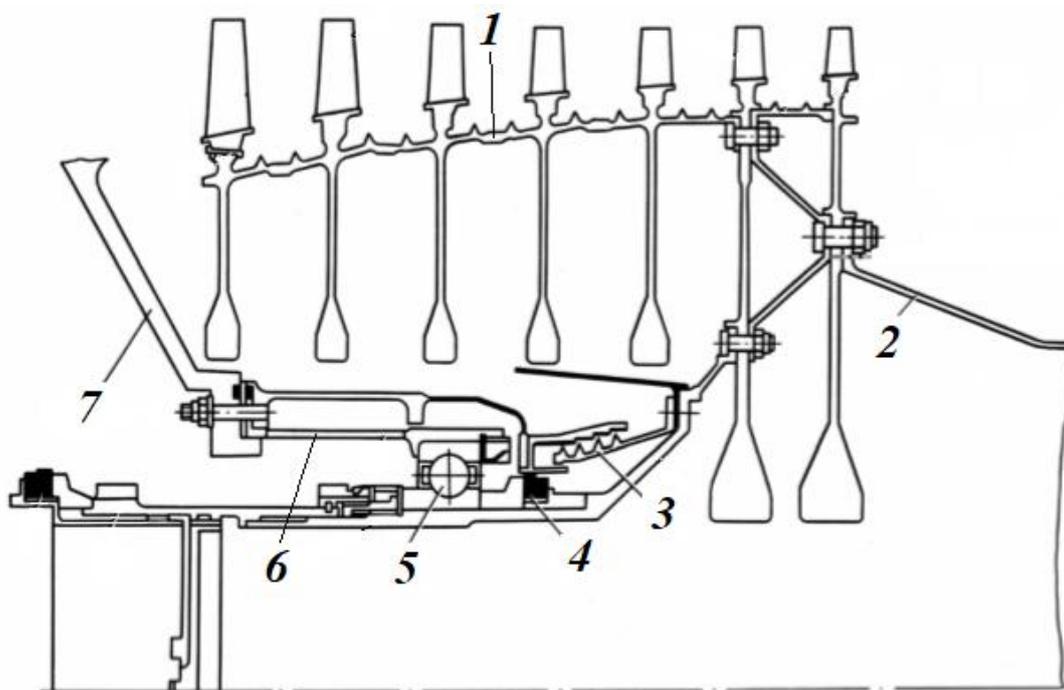
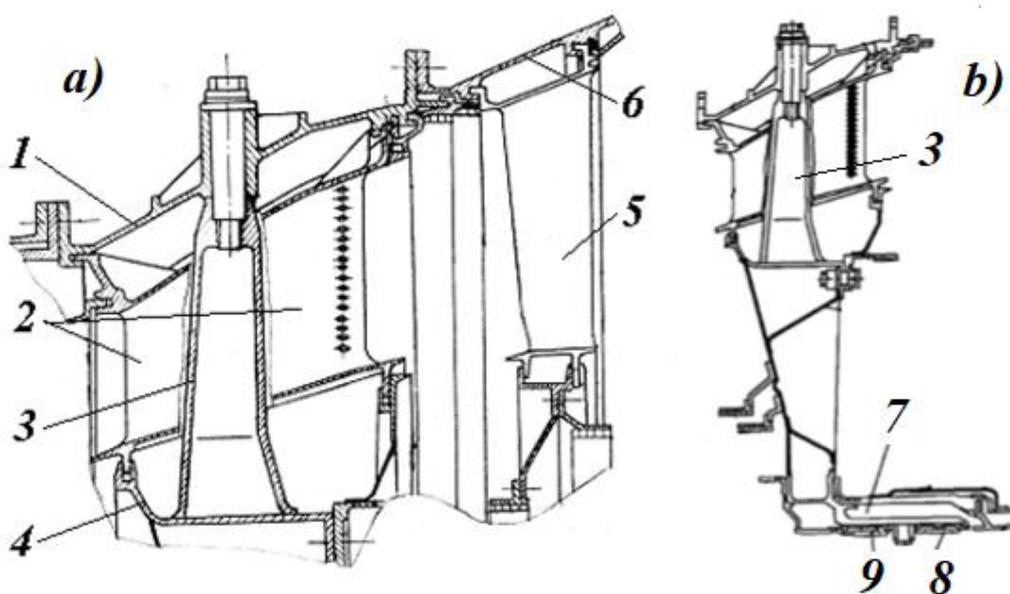


Рис. 2.88. Компрессор ВД: 1 – сварная секция ротора компрессора; 2 – задний вал; 3 – лабиринтное уплотнение; 4 – графитовое уплотнение; 5 – передняя опора ротора ВД; 6 – упругий элемент опоры; 7 – промежуточный корпус компрессора

Усилия с обеих опор передаются через силовые стойки переднего корпуса компрессора НД на корпус компрессора НД и далее на промежуточный корпус компрессора.

Вторая рама (промежуточный корпус компрессора) расположена между роторами НД и ВД – это мощный литой корпус с силовыми стойками во внутреннем и наружном контурах – к наружной части корпуса прикрепляется корпус вентилятора. В промежуточном корпусе компрессора размещена передняя опора ротора ВД. Третья рама (промежуточный корпус турбины; *Рис. 2.89*) находится между роторами турбин ВД и НД – ее силовыми элементами являются стержни, расположенные внутри сопловых лопаток турбины НД. В данной раме размещены задняя опора ротора ВД и опора ротора турбины НД. Четвертая рама (задний корпус турбины) расположена за турбиной вентилятора – ее силовыми элементами являются стойки; в раме размещена опора ротора турбины вентилятора.



*Рис. 2.89. Промежуточная рама турбины (а – верхняя часть рамы; б – соединение с корпусом опор): 1 – наружная стенка рамы; 2 – полая лопатка соплового аппарата; 3 – стержень рамы; 4 – внутренняя стенка рамы; 5 – САТ турбины вентилятора; 6 – корпус турбины вентилятора; 7 – корпус опор; 8 – наружная обойма подшипника ротора турбины НД; 9 – наружная обойма заднего подшипника ротора ВД*

Силовые рамы соединены: передний и промежуточный корпуса компрессора – корпусом компрессора НД; промежуточный корпус компрессора и промежуточный корпус турбины – корпусами компрессора ВД, камеры сгорания и турбины ВД; промежуточный и задний корпуса турбины – корпусом турбины вентилятора.

Основные узлы подвески двигателя размещены на промежуточном корпусе компрессора; дополнительные – на заднем корпусе турбины.

### 2.3. Редукторные ТРДД

Как уже указывалось ранее, увеличение диаметра вентилятора приводит к росту диаметра и числа ступеней турбины НД (вентилятора) из-за того, что окружная скорость вращения ротора НД ограничена скоростью концов рабочих лопаток вентилятора. Оптимизация скоростей вращения роторов турбины НД и вентилятора может быть решена за счет установки редуктора между ними. Данные по некоторым редукторным ТРДД (*geared turbofan*) приведены в Табл.5.

Таблица 5

Редукторные ТРДД

Тип двигателя	Фирма	Тяга, lbf	<i>m</i>	Степень сжатия	Расход воздуха, lb/sec	Применение
ALF502R-5	Honeywell	6970	5,70	12,2	-	BAe 146-200, -200
TFE731-5	-«»-	4500	3,34	14,4	140	BAe 125-800
PW1215G/ PW1217G	Pratt & Whitney	15000	9,0	-	-	Mitsubishi Regional Jet

Рассмотрим особенности конструктивно-силовой схемы подобного двигателя на примере семейства ТРДД *Honeywell* (ранее *Lycoming*) *ALF500* (сейчас *LF500*; Рис. 2.90).

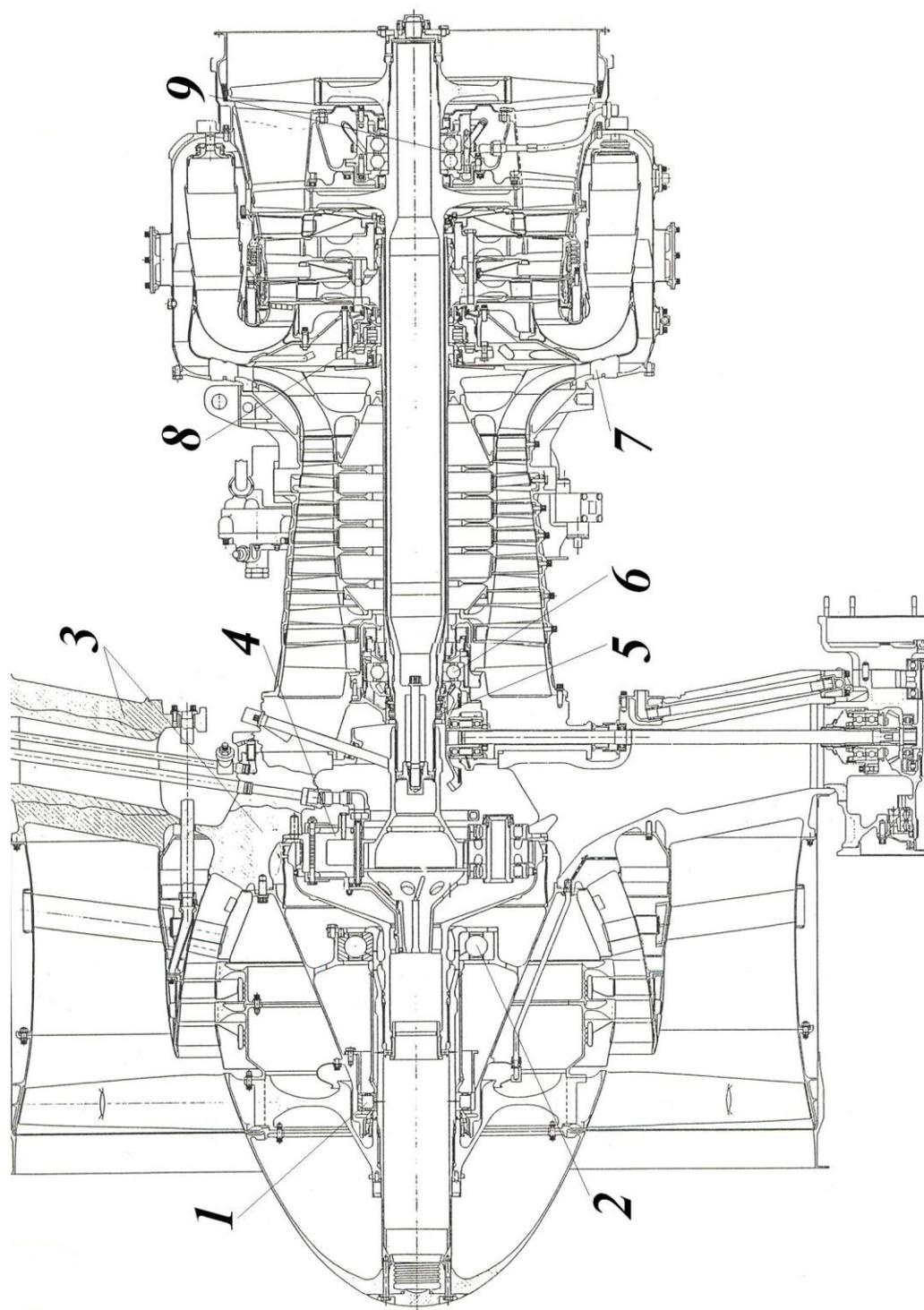


Рис. 2.90. ТРДД LF507: 1 – передняя опора вентилятора; 2 – задняя опора вентилятора; 3 – передняя силовая рама;  
 – коаксиальный простой редуктор; 5 – передняя опора турбины НД; 6 – передняя опора ротора ВД;  
 7 – лопатки диффузора компрессора ВД; 8 – задняя опора ротора ВД; 9 – задняя опора турбины НД (спаренный шарикоподшипник)

Как известно, фирма *Lycoming* спроектировала ТРДД *ALF500* на базе турбовального двигателя *T55*. В настоящее время выпускаются двигатели *ALF502-L/R* (используются на самолетах *BAe 146* и *Canadair Challenger 600*) и *LF-507-1F/H* (применяется на самолете *Avro RJ*). Диапазон тяг двигателей этого семейства составляет 6700...7800 lb; степень сжатия компрессора – 11,6...13,8;  $m = 5,7$ .

Ротор ВД состоит из осецентрибежного компрессора (7 осевых ступеней с последней центробежной ступенью), приводимого во вращение двухступенчатой турбиной. Ротор двухопорный: передней опорой является шариковый (опорно-упорный) подшипник; между роторами компрессора и турбины расположен роликовый (опорный) подшипник.

Ротор НД состоит из ротора турбины и ротора вентилятора, связанных в окружном отношении через редуктор; в осевом и поперечном направлениях связи между роторами турбины и вентилятора нет. В связи с этим ротор турбины НД, включающий 2 рабочих колеса с валом турбины, опирается на спаренную шарикоподшипниковую опору, расположенную между дисками турбины, и роликовый подшипник, расположенный на переднем конце вала турбины – таким образом, осевые и радиальные нагрузки, действующие на ротор турбины НД, полностью воспринимаются его опорами. Ротор вентилятора состоит из рабочего колеса вентилятора с двумя подпорными ступенями, расположенного на валу. Ротор вентилятора также двухопорный: передняя роликовая опора расположена под диском вентилятора; задняя шариковая – на заднем конце вала вентилятора. Они также передают с ротора на корпус все осевые и радиальные нагрузки, действующие на ротор вентилятора.

Связь между ротором турбины НД и ротором вентилятора в окружном направлении (передача крутящего момента) обеспечивается через простой соосный редуктор с промежуточными (паразитными) шестернями: ведущая шестерня редуктора закреплена на конце вала турбины; ведомая – вставлена в

вал вентилятора. Возможная несоосность между роторами турбины и вентилятора компенсируется зазорами в зацеплениях редуктора. Следует заметить, что через редуктор невозможно передать значительную осевую нагрузку и, таким образом, разгрузить ротор от осевых сил (в роторах вышерассмотренных ТРДД осевая сила, передаваемая через опорно-упорный подшипник, минимизируется, так как осевые силы, действующие на роторы компрессора (вентилятора) и турбины, направлены в противоположные стороны). В результате редукторная схема ТРДД применяется сейчас лишь на двигателях малых тяг.

Основу статора двигателя составляют три силовые рамы:

- передняя литая силовая рама (роль силовых элементов выполняют стойки), внутри которой располагается редуктор и его неподвижное звено (корпус осей промежуточных шестерен) присоединяется к ней; кроме того, на эту раму передаются нагрузки от обеих опор ротора вентилятора (они размещены в конической балке, присоединенной к раме спереди), а также от передней опоры ротора ВД и переднего подшипника ротора турбины НД (они размещены в задней части рамы);

- корпус диффузора центробежной ступени компрессора ВД (роль силовых элементов выполняют лопатки диффузора), на которую передаются усилия с задней опоры ротора ВД;

- корпус турбины НД, где роль силовых элементов выполняют сопловые лопатки второй ступени турбины НД (следует отметить, что использование сопловых лопаток для передачи подобных нагрузок возможно лишь в низкотемпературных турбинах); внутри данного корпуса располагается спаренный шариковый подшипник турбины НД.

Силовые рамы соединяются в единую силовую структуру статора двигателя следующим образом: передняя силовая рама соединяется с корпусом диффузора центробежной ступени корпусом компрессора ВД; корпус диффузора с корпусом турбины НД – наружным корпусом камеры сгорания.

Кроме того, к передней силовой раме спереди присоединяются корпус подпорных ступеней (в центральной части) и корпус вентилятора (у наружному фланцу).

Редуктор ТРДД имеет небольшое передаточное отношение ( $i$  для ТРДД ALF502 равно 2,3) и обычно выполняется по схеме соосного многопоточного простого редуктора с промежуточными (паразитными) шестернями (Рис. 2.91).

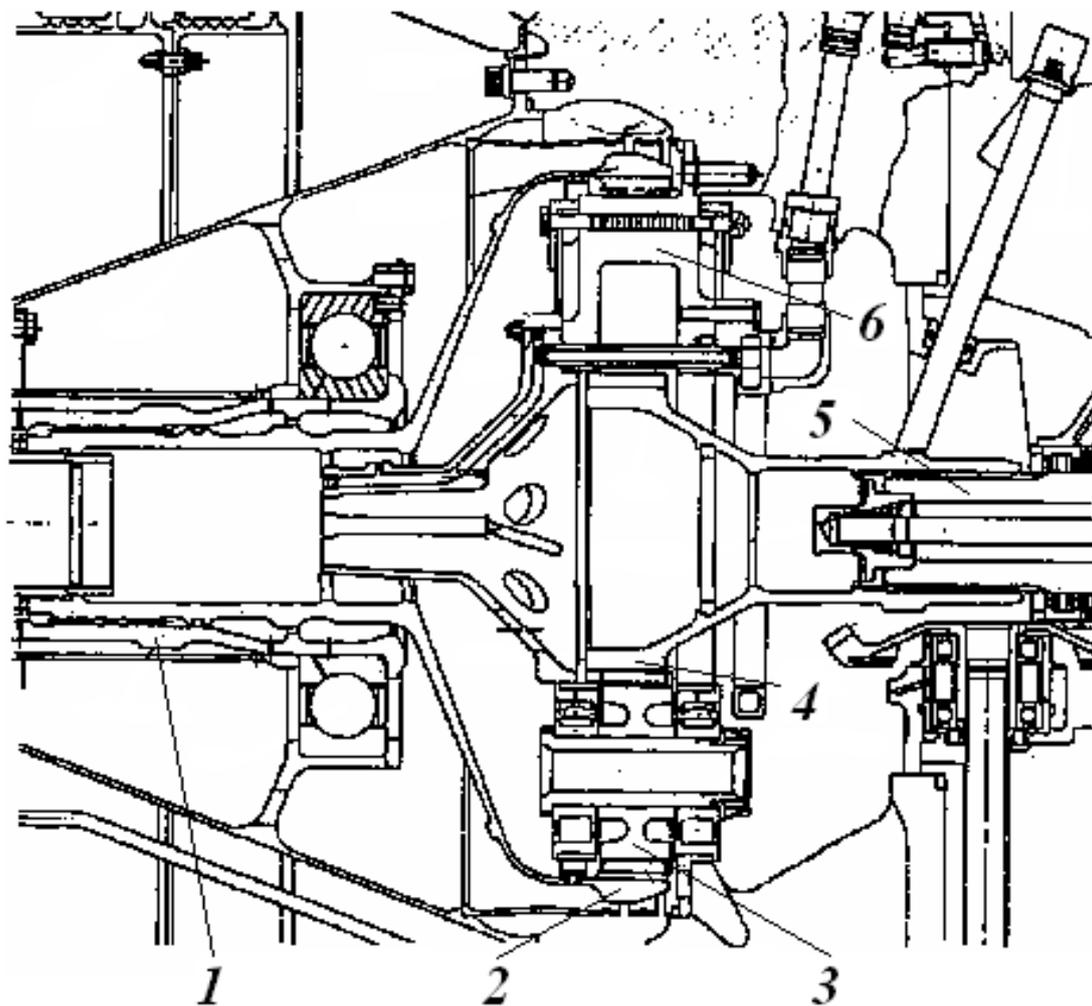


Рис. 2.91. Редуктор ТРДД: 1 – вал вентилятора; 2 – ведомая шестерня; 3 – промежуточная шестерня; 4 – ведущая шестерня; 5 – вал свободной турбины; 6 – неподвижное звено редуктора (корпус промежуточных шестерен)

### 3. ТУРБОВИНТОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В турбовинтовом двигателе (ТВД) газовая турбина служит для привода не только компрессора (как в ТРД и ТРДД), но и воздушного винта. В результате тяга создается воздушным винтом (*propeller*). Точнее, этот тип двигателя является двигателем смешанной тяги, так как реактивная тяга создается как воздушным винтом (большая часть, до 95% на стенде), так и самим двигателем (меньшая часть, около 5% на стенде). Здесь можно отметить, что для получения максимальной тяги двигателя на стенде желательно, чтобы 98...99% тяги создавалось воздушным винтом и только 1...2% самим двигателем. Однако, с ростом скорости полета и снижением К.П.Д. воздушного винта (*propeller efficiency*) необходимо увеличивать скорость истечения газа из выходного устройства ТВД.

Поскольку тяга в турбовинтовом двигателе создается винтом и выходной газовой струей, то необходимо учесть мощность последней. Сумма винтовой мощности  $N_{prop}$  и мощности газовой струи  $N_{gas}$  называется эквивалентной мощностью (*equivalent horsepower*)  $N_{eqv}$ . В полете эквивалентная мощность определяется, как

$$N_{eqv} = N_{prop} + N_{gas} = N_{prop} + G_{air} V (c - V) / \eta_{prop}$$

где  $G_{air}$  - расход воздуха через двигатель;

$c$  - скорость истечения газа из двигателя;

$V$  - скорость полета (*airspeed*);

$\eta_{prop}$  - КПД воздушного винта.

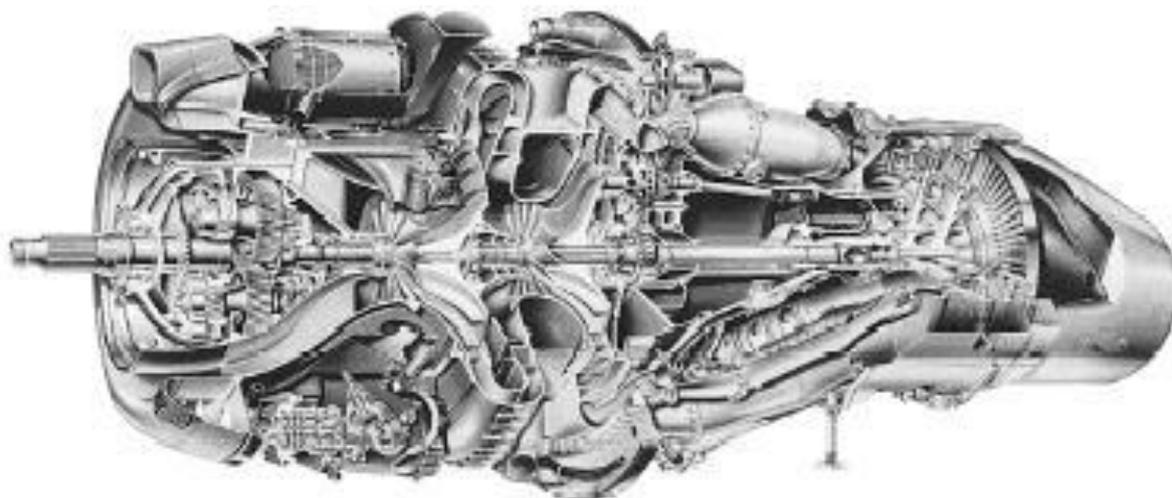
При работе ТВД на месте ( $V = 0$ ) обычно пользуются формулой

$$N_{eqv} = N_{prop} + 0,91P_{gas},$$

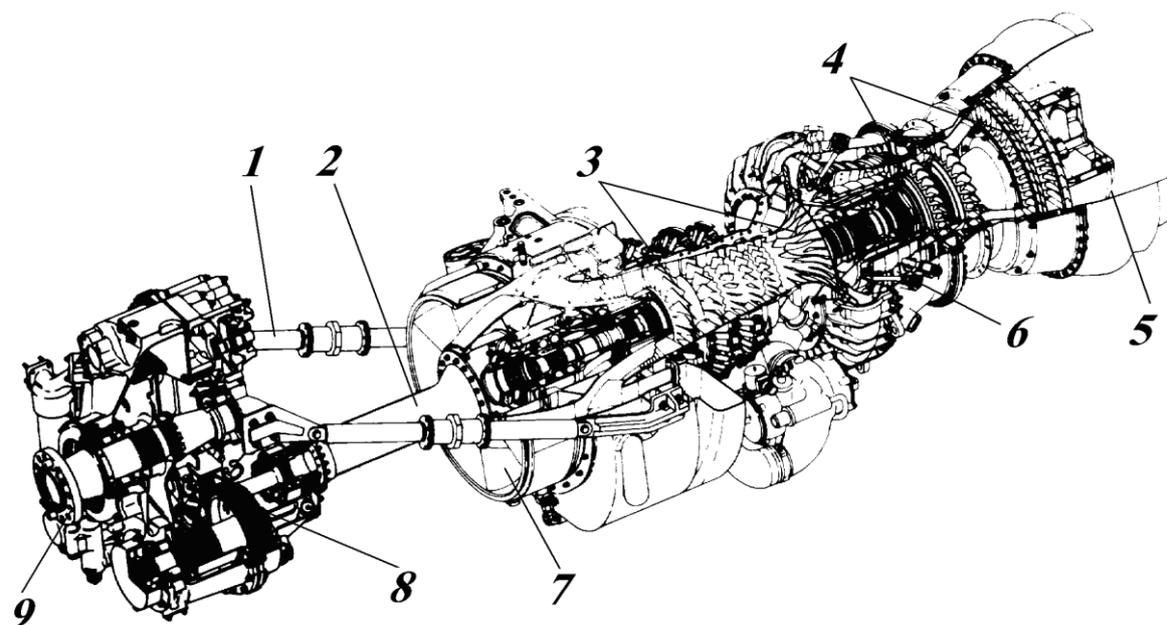
где  $P_{gas}$  - тяга, создаваемая выходной газовой струей (мощность в данной формуле измеряется в л.с. (*horsepower (h.p.)*)).

Существует, по меньшей мере, три принципиальных отличия конструкции ТВД от ТРД. Первая особенность связана с тем, что поскольку большая часть тяговой работы совершается воздушным винтом, большая часть энергии газового потока должна быть преобразована турбиной в механическую работу. В результате число ступеней турбины ТВД больше, чем в ТРД. Вторая особенность связана с тем, что в результате преобразования энергии в турбине в ней происходит практически полное расширение газов (полное давление практически равно атмосферному); в этом случае выходное устройство представляет собой не реактивное сопло (как в ТРД), а диффузорный канал (*divergent channel*), где газ не разгоняется, а тормозится (при этом скорость газовой струи на выходе из двигателя, естественно, превышает скорость полета и он создает некоторую реактивную тягу). Третье отличие заключается в том, что, так как оптимальные скорости вращения ротора турбины и воздушного винта существенно отличаются, то между ними устанавливается редуктор (*reduction gear* или *gearbox*), понижающий частоту вращения ротора турбины в 5...15 раз.

Как уже указывалось ранее, схемы ТВД весьма разнообразны и их классификация определяется многими факторами. Поскольку характерным узлом турбовинтового двигателя является редуктор, то, прежде всего, ТВД классифицируются по его расположению относительно двигателя. Здесь различают встроенную схему, где редуктор и двигатель образуют единую конструкцию (*Рис. 3.01*), и разнесенную схему, в которой редуктор и двигатель выполняются отдельно и объединяются в силовую установку специальными силовыми элементами (*Рис. 3.02*). Возможна также комбинированная схема, в которой редуктор разделен на две части, где одна часть встроена в конструкцию двигателя, а вторая выполняется отдельно.



*Рис. 3.01. ТВД Rolls-Royce Dart*



*Рис. 3.02. ТВД Allison T56: 1 – тяга соединительной рамы двигатель/редуктор; 2 – кожух ведущего вала двигателя; 3 – осецентрированный компрессор; 4 – газовая турбина; 5 – выходное устройство; 6 – камера сгорания; 7 – входное устройство; 8 – редуктор; 9 – вал воздушного винта*

Другой вариант классификации связан с конструкцией ротора двигателя. Простейшая схема включает объединенную турбину, часть мощности которой потребляется компрессором, а другая часть передается через редуктор на

воздушный винт. Более оптимальной является конструкция, состоящая из отдельных турбины компрессора и турбины винта, называемой также свободной турбиной. Другие варианты схемы ротора ТВД связаны с конструкцией его газогенератора. Возможен, например, вариант двухвальной конструкции, где имеется ротор ВД (включающий роторы компрессора и турбины) и ротор НД также включающий роторы компрессора и турбины и связанный через редуктор с воздушным винтом – примером подобной схемы может служить, например, ТВД *Rolls-Royce Tyne*. Дальнейшим ее развитием является трехвальная (трехроторная) схема, включающая двухвальный газогенератор и свободную турбину, связанную через редуктор с воздушным винтом.

Так как отличительной особенностью ТВД является наличие редуктора, то возможна классификация в соответствии с его кинематической схемой. Если ТВД имеют одиночный воздушный винт, то применяются редукторы простой (как правило, это двухступенчатый редуктор), планетарной или дифференциально-замкнутой схем. В ТВД с соосными винтами, вращающимися в противоположные стороны, наиболее простой оказывается дифференциальная схема редуктора.

Первые ТВД начали разрабатываться еще до Второй мировой войны. Первым пассажирским самолетом с ТВД стал британский *Vickers Viscount* с двигателями *Rolls-Royce Dart* – свой первый полет он совершил в 1948 г.

ТВД *Dart* представлял собой двигатель (Рис. 3.01) с двухступенчатым центробежным компрессором (степень сжатия 5,5), приводимым во вращение вначале двухступенчатой (в последующих модификациях использовалась трехступенчатая турбина), с трубчатой камерой сгорания и двухступенчатым редуктором простой схемы. Первоначальная мощность двигателя составляла 750 л.с., в дальнейшем она была значительно увеличена. Двигатель *Dart* стал одним из самых надежных и распространенных ТВД в мире. Другими широко известными ТВД или ТВД оригинальной конструкции стали (Табл. 6) *Pratt&Whitney Canada PT6* (Канада), *Garrett AiResearch TPE-331* (США), *Николай Кузнецов НК-12*, *Александр Ивченко АИ-20* и *АИ-24* (все СССР) и др.

## Турбовинтовые двигатели

<i>Двигатель</i>	<i>Фирма</i>	<i>Мощность , л.с.</i>	<i>Масса</i>	<i>Степень сжатия</i>	<i>Расход воздуха</i>	<i>Применение</i>
<i>Dart RDa.7 Mk.532</i>	<i>Rolls-Royce</i>	<i>2030</i>	<i>-</i>	<i>5,6</i>	<i>24 lb/s</i>	<i>Herald 600/800</i>
<i>Tyne RTy.12 Mk.515</i>	<i>-«»-</i>	<i>5095</i>	<i>2219 lb</i>	<i>13,5</i>	<i>47 lb/s</i>	<i>Canadair 400</i>
<i>PT6A-65B</i>	<i>Pratt &amp; Whitney Canada</i>	<i>1100</i>	<i>481 lb</i>	<i>10,0</i>	<i>10 lb/s</i>	<i>Commuter 1900, PZL-M-18, Be-32</i>
<i>TPE331-3U-303V</i>	<i>Garrett AiResearch</i>	<i>904</i>	<i>355 lb</i>	<i>10,3</i>	<i>12 lb/s</i>	<i>Jetstream 3</i>
<i>НК-12МВ</i>	<i>Самарский НТК им. Кузнецова</i>	<i>15000</i>	<i>2950 кг</i>	<i>9,5</i>	<i>55,8 кг/сек</i>	<i>Туполев Ту-114</i>
<i>АИ-20А</i>	<i>Запорожское МКБ «Прогресс»</i>	<i>4000</i>	<i>1080 кг</i>	<i>7,32</i>	<i>20,9 кг/сек</i>	<i>Антонов Ан-10/32, Ильюшин Ил-18</i>
<i>АИ-24</i>	<i>-«»-</i>	<i>2550</i>	<i>600 кг</i>	<i>6,40</i>	<i>14 кг/сек</i>	<i>Антонов Ан-24/26/30</i>
<i>АЕ 2100</i>	<i>Rolls-Royce</i>	<i>4152/4637</i>	<i>730/873 кг</i>	<i>16,6</i>	<i>-</i>	<i>Saab2000, C-130 Hercules</i>

**Александр Ивченко АИ-24**

ТВД *АИ-24* был создан на базе двигателя *АИ-20* в 1960 г. Он имеет следующие параметры: мощность – от 2550 до 2820 э.л.с.; удельный расход топлива – 0,205...0,267 кг топл./л.с. час; степень сжатия – 6,4; температуру газов перед турбиной – 1150 К; сухую массу – 600 кг.

Данный двигатель, как и ТВД *АИ-20*, имеет простейшую схему одновального ТВД с одиночным винтом (*single-propeller turboprop*): трехступенчатая турбина приводит во вращение 10-ступенчатый осевой компрессор и через редуктор – воздушный винт (Рис. 3.03). Таким образом,

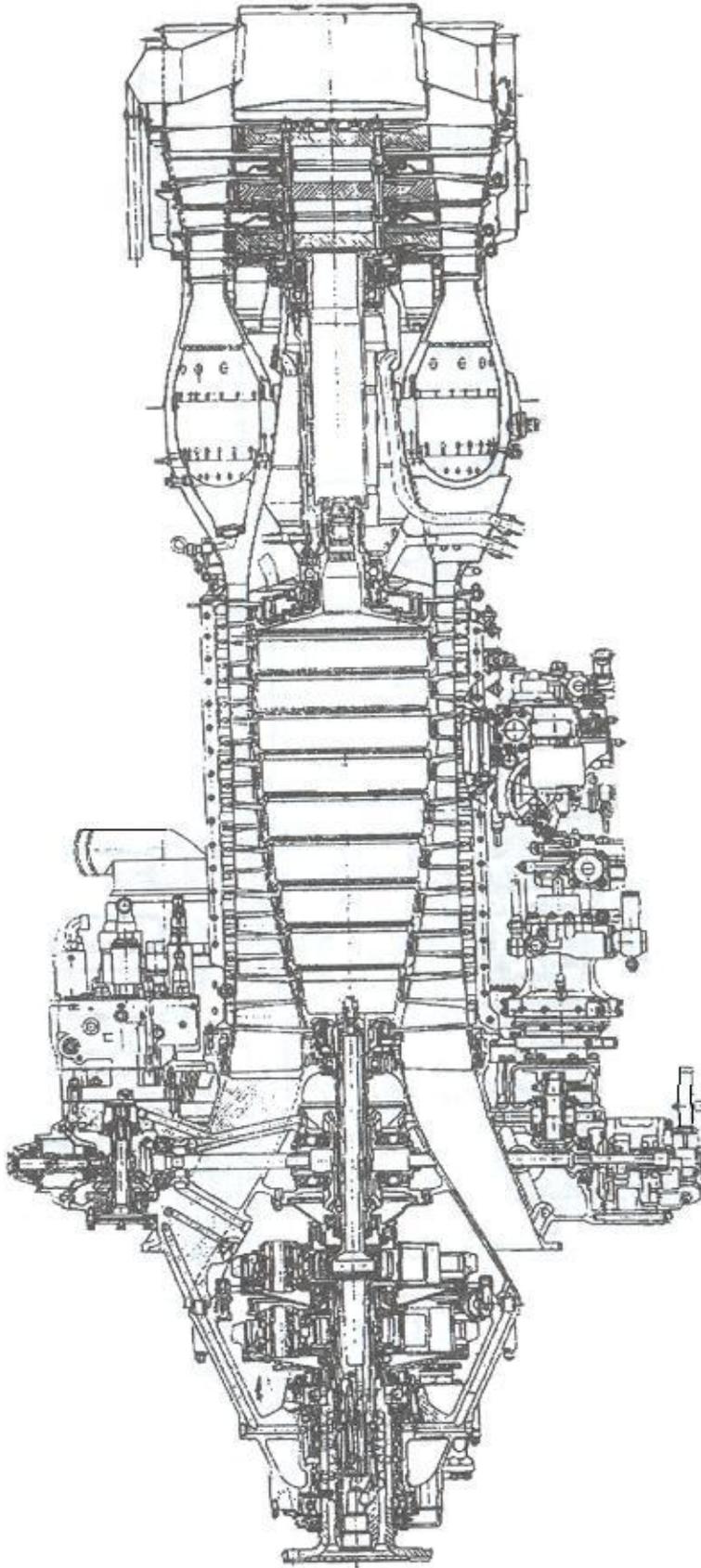


Рис. 3.03. ТВД АИ-24

ротор двигателя состоит из трехопорного ротора компрессора/турбины и двухопорного вала винта, механически связанных между собой только в окружном направлении через редуктор. Механические связи между роторами компрессора/турбины и воздушного винта обеспечиваются корпусами двигателя. Прямых механических связей в осевом и радиальных направлениях между ротором компрессора/турбины и валом винта нет.

Ротор компрессора/турбины состоит из отдельных узлов ротора компрессора и ротора турбины. Ротор компрессора двухопорный: опорно-упорный шарикоподшипник расположен в задней части компрессора; опорный роликовый подшипник – в передней. Ротор турбины имеет лишь одну собственную опору – роликовый подшипник, расположенный перед дисками турбины; второй опорой ротора турбины служит узел соединения роторов (соединительной муфты) компрессора и турбины, расположенный в задней цапфе ротора компрессора. Соединительная муфта расположена в задней цапфе ротора компрессора и обеспечивает передачу с ротора турбины на ротор компрессора крутящего момента, а также осевой и поперечных сил в условиях несоосности роторов.

Вал винта опирается на передний роликовый и задний шариковый подшипники; воздушный винт крепится спереди при помощи торцевых шлицов и болтов.

Основные опоры ротора двигателя расположены:

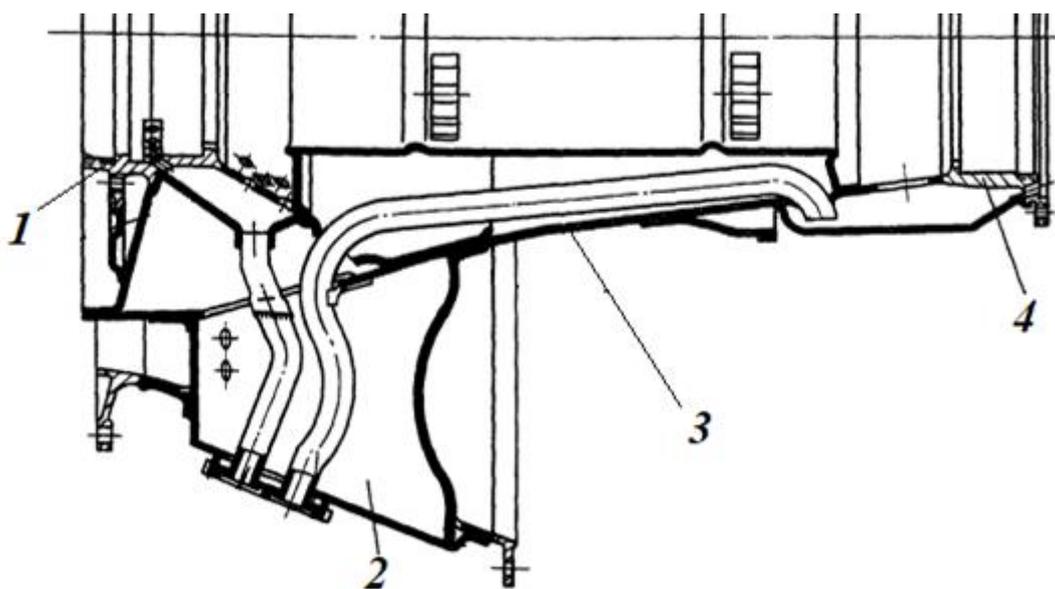
- обе опоры вала винта в носке лобового картера, а передняя опора ротора компрессора в задней части лобового картера, который представляет собой мощную литую кольцевую силовую раму (роль силовых связей этой рамы выполняют полые стойки);

- задняя опора ротора компрессора и опора ротора турбины – в силовом корпусе (*Рис. 3.04*), представляющем собой сварную кольцевую силовую раму диффузора камеры сгорания (роль силовых связей рамы выполняют полые стойки), внутренняя часть которой выполнена в виде конической силовой

балки: шариковый подшипник компрессора расположен в плоскости силовой рамы диффузора; роликовый подшипник турбины – в конце конической балки.

Таким образом, опору ротора турбины можно рассматривать как упругую: роль упругого элемента выполняет коническая балка. Упругий элемент (в виде упругого кольца) также установлен в передней опоре компрессора между роликовым подшипником и лобовым картером.

Обе силовые рамы соединены между собой корпусом компрессора. Корпусы камеры сгорания и турбины и выходное устройство присоединены последовательно сзади к силовой раме диффузора; ходовая часть редуктора размещена во внутренней полости лобового картера и соединена с ним в окружном, радиальном и осевом направлениях.



*Рис. 3.04. Корпус диффузора камеры сгорания: 1 – стакан подшипника задней опоры ротора компрессора; 2 – силовая стойка; 3 – коническая балка; 4 – стакан подшипника опоры ротора турбины*

Основные узлы подвески двигателя размещены на лобовом картере; дополнительные – на силовой раме диффузора камеры сгорания.

Из конструктивных особенностей двигателя можно отметить:

- барабанно-дисковую конструкцию ротора компрессора (соединение элементов ротора в единую структуру достигается радиальными штифтами);

- соединение рабочих лопаток компрессора с дисками замком типа «ласточкин хвост»;
- нерегулируемый ВНА;
- сварную конструкцию корпуса компрессора с расположением разъема в вертикальной плоскости;
- рамную конструкцию направляющих аппаратов компрессора;
- двухпозиционные клапаны перепуска воздуха, размещенные за V и VIII ступенями компрессора;
- кольцевую камеру сгорания;
- жаровую трубу камеры сгорания с 8 головками, где расположены стабилизаторы пламени (*flameholder*) со спиральными каналами;
- пленочное воздушное охлаждение стенок жаровой трубы;
- начальное зажигание топлива с помощью 2-х воспламенителей (*pilot burners*);
- соединение дисков ротора турбины с помощью стяжных болтов (*tie bolts*);
- соединение рабочих лопаток турбины с дисками замком типа «ёлка»;
- двухпорную охлаждаемую конструкцию соплового аппарата I-ой ступени турбины;
- сварную конструкцию сопловых аппаратов II-ой и III-ей ступеней турбины;
- применение в турбине лабиринтных уплотнений с металло-керамическими вставками;
- систему охлаждения турбины: корпус турбины охлаждается забортным воздухом; сопловой аппарат I-ой ступени

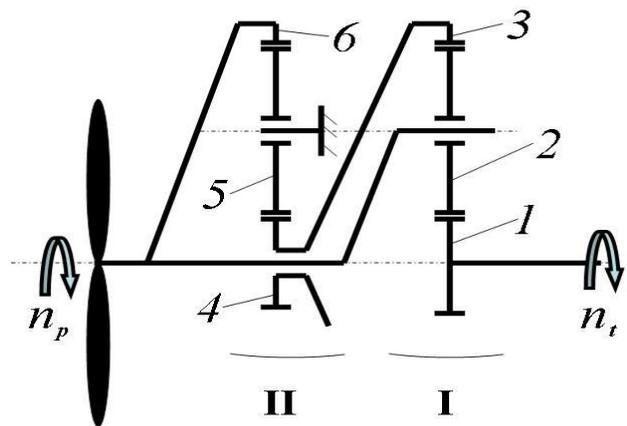


Рис. 3.05. Кинематическая схема дифференциально-замкнутого редуктора:

I – дифференциальная ступень;  
II – ступень замыкания

турбины, диски и соединения рабочие лопатки/диск I-ой и II-ой ступеней – вторичным воздухом из камеры сгорания;

- дифференциально-замкнутую схему редуктора (Рис. 3.05) с передаточным отношением (*gear ratio*)  $i = 12,11$ , состоящую из дифференциальной (планетарной) ступени, разделяющей передачу мощности на два потока (около 30% мощности передается с водила (*pinion carrier*) дифференциала на вал винта), и ступени замыкания (перебора), обеспечивающую передачу остальной части мощности и ее суммирование на валу винта;

- гидромеханическую систему измерения крутящего момента (ИКМ) рычажного типа (Рис. 3.06; *leverage hydromechanical torque meter system*).

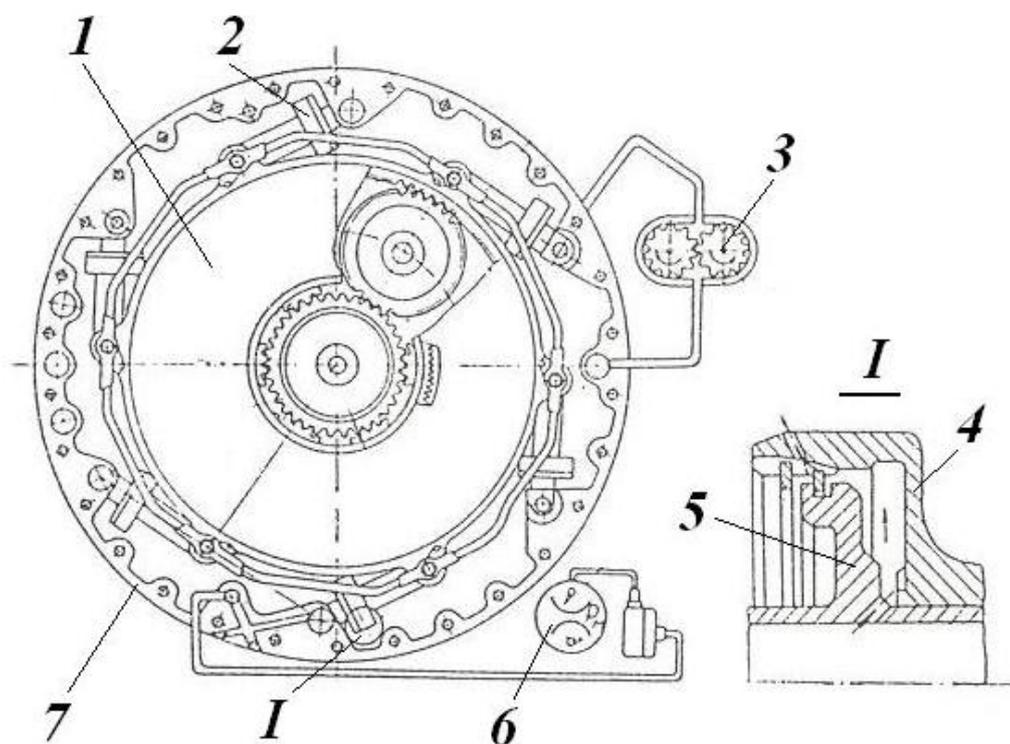


Рис. 3.06. Система измерения крутящего момента: 1 – неподвижный диск (связан с осями ступени замыкания); 2, 4 – цилиндр; 3 – маслонасос; 5 – поршень; 6 – указатель давления в системе ИКМ; 7 – лобовой картер

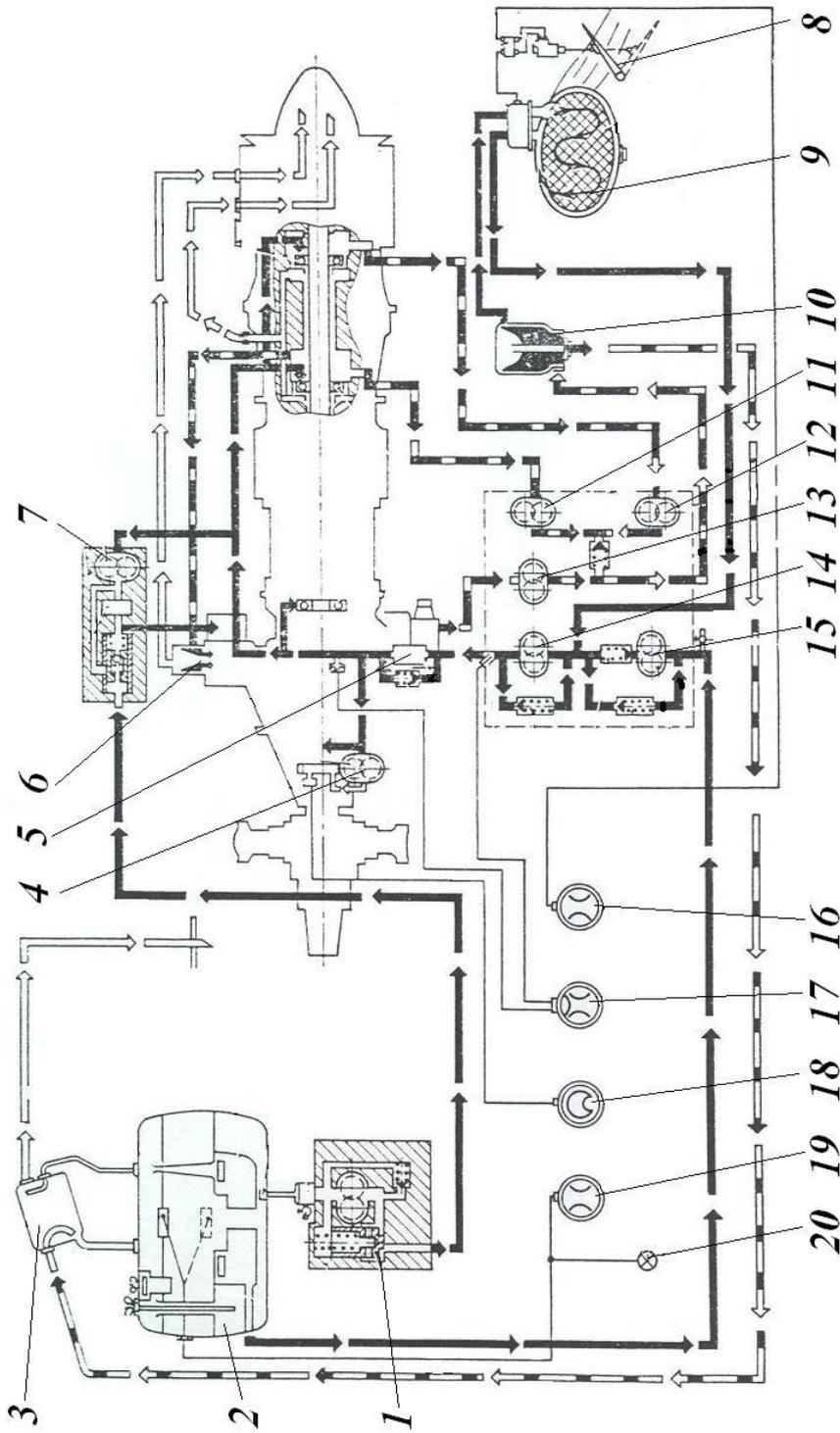


Рис. 3.07. Схема маслосистемы АИ-24: 1 – флюгерный маслонасос; 2 – маслобак; 3 – суфлерный бачок; 4 – маслонасос ИКМ; 5 – маслофильтр; 6 – центробежный суфлер; 7 – маслонасос регулятора оборотов; 8 – заслонка радиатора; 9 – воздушно-масляный радиатор; 10 – центробежный воздухоотделитель; 11, 12, 13 – насосы откачки масла; 14 – нагнетающий маслонасос; 15 – насос подпитки; 16 – указатель положения заслонки радиатора; 17 – указатель давления и температуры масла; 18 – указатель давления масла в ИКМ; 19 – указатель масломера; 20 – индикатор минимального остатка масла

Двигатель имеет маслосистему (*Рис. 3.07*) коротко-замкнутого (*short-closed*) типа, в которой масло, забираемое из маслобака, циркулирует по кругу двигатель-радиатор-двигатель (не возвращаясь в маслобак).

Система снабжена нагнетающим насосом; дополнительным насосом подпитки (*booster pump*; оба насоса имеют редукционные клапаны) и 3-мя откачивающими секциями, размещенными в одном маслоагрегате; центробежным воздухоотделителем (*centrifugal de-aerator*; воздух отводится в суфлерный бачок маслобака) и воздушно-масляным радиатором (*air-cooled oil cooler*).

Система суфлирования масляных полостей состоит из 3-х независимых суфлирующих подсистем:

- полость маслобака соединяется с атмосферой через суфлерный бачок (*vent tank*);

- воздух из полости кожуха вала турбины отводится в выходной патрубок двигателя через центробежный суфлер (*centrifugal de-oiler*);

- давление в полости лобового картера поддерживается ниже атмосферного за счет повышенной производительности откачивающей ступени (для предотвращения выброса масла через уплотнение носка лобового картера).

Работа маслосистемы контролируется по:

- указателю давления (на рабочих режимах – 3,0...4,5 кгс/см<sup>2</sup>) и температуры (рекомендуемая – 70...80 °С) входящего масла;

- указателю уровня масла в маслобаке (снабжен также индикатором минимального остатка масла в баке);

- указателю положения заслонки воздушно-масляного радиатора.

В конструкцию силовой установки входит четырехлопастной воздушный винт изменяемого шага (ВИШ; *variable pitch propeller*) АВ-72 (диаметр винта – 3,9 м; масса – 250 кг; рабочая частота вращения – 1245 об/мин; диапазон углов установки лопастей (*propeller blade angle*): от 8° (минимальный угол) до 92° 30' (угол флюгерного положения)). Управление винтом – гидромеханическое:

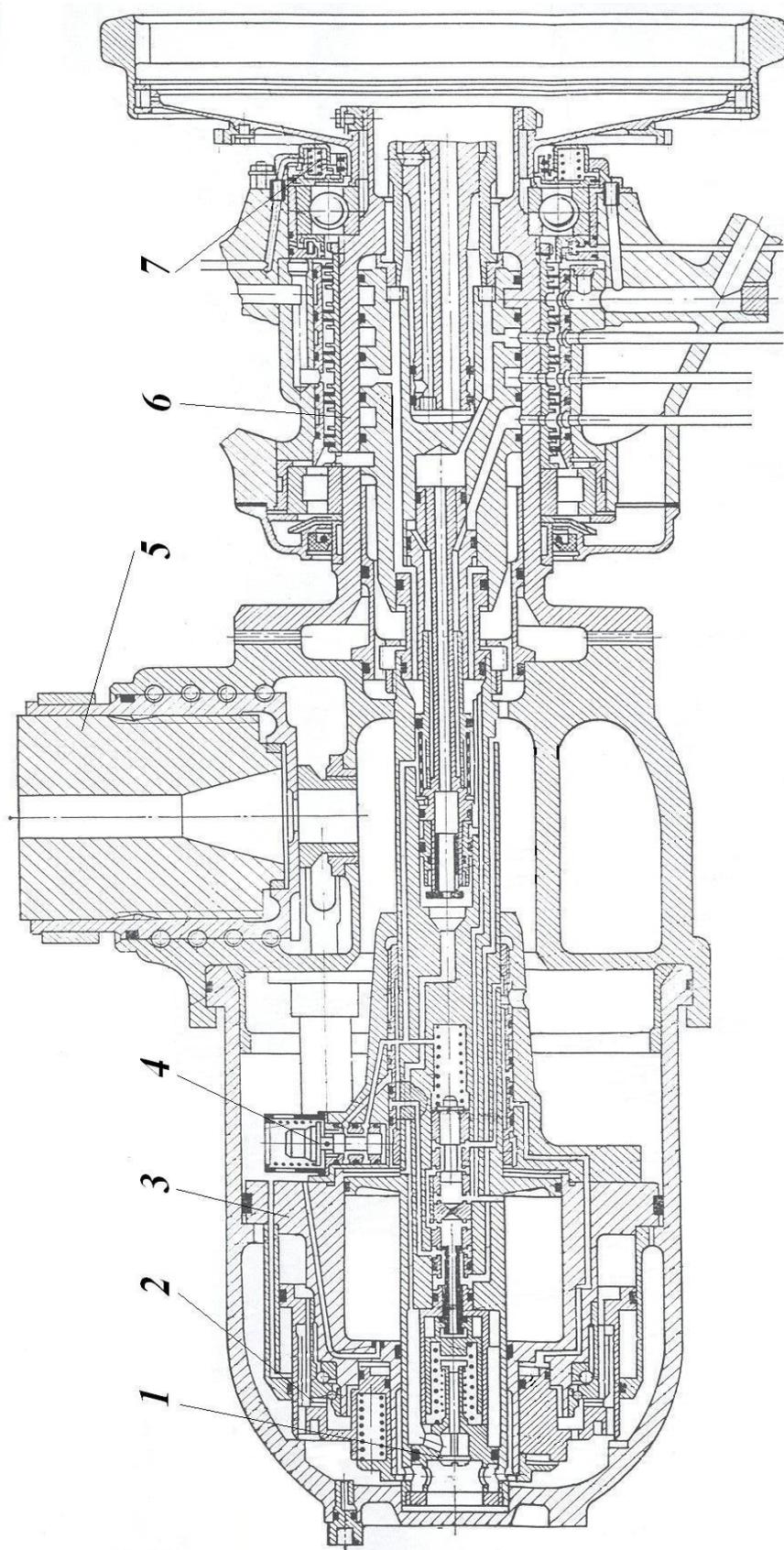


Рис. 3.08. Втулка воздушного винта: 1 – гидравлический фиксатор шага; 2 – механический фиксатор шага; 3 – сервопоршень; 4 – центробежный фиксатор шага; 5 – лопасть винта; 6 – вал винта с маслоперепускным устройством; 7 – датчик отрицательной тяги

поворот лопастей винта осуществляется сервопоршнем (*actuator* или *servopiston*; Рис. 3.08), который расположен во втулке винта и соединен с лопастями тягами.

Работа гидросистемы управления обеспечивается маслонасосом, расположенным в регуляторе *P68ДТ-24*.

Рабочей жидкостью в системе управления служит масло, которое забирается из маслосистемы двигателя и направляется во вращающийся винт через маслоперепускное устройство, расположенное между подшипниками вала винта. Воздушный винт снабжен промежуточным упором ( $19^\circ$ ), а также гидравлическим, механическим и центробежным (срабатывает при 1280 об/мин) фиксаторами шага.

Топливная система двигателя состоит из подкачивающего насоса, насоса-датчика *НД-24*, автомата дозирования топлива *АДТ-24*, 8-ми рабочих форсунок и пусковой системы (включает электромагнитный клапан и 2 пусковые форсунки, расположенные в воспламенителях).

Подкачивающий насос представляет собой насос низкого давления (*low-pressure pump*) коловратного типа (*vane-type* или *gate-type pump*) и создает давление до  $2,5...3,0$  кгс/см<sup>2</sup>. Качающий узел насоса-датчика *НД-24* является плунжерным (*plunger-type pump*) насосом высокого давления (*high-pressure pump*) и создает давление до 90 кгс/см<sup>2</sup>. Рабочие форсунки (*fuel spray nozzle*) одноканальные (*Symplex*), центробежного типа (*centrifugal type*).

Запуск двигателя производится с помощью электрического стартера (стартер-генератора *СТГ-18ТМО*). Питание системы запуска обеспечивается от аэродромных или бортовых (турбогенераторной установки *ТГ-16* или ТРД *РУ19-300*) источников энергии.

Система автоматического управления двигателем состоит из 2-х частей (Рис. 3.09):

- системы регулирования частоты вращения (*RPM*) воздушного винта, выполненной по замкнутой схеме;

- системы регулирования температуры газов перед турбиной (*TET*), выполненной по незамкнутой схеме.

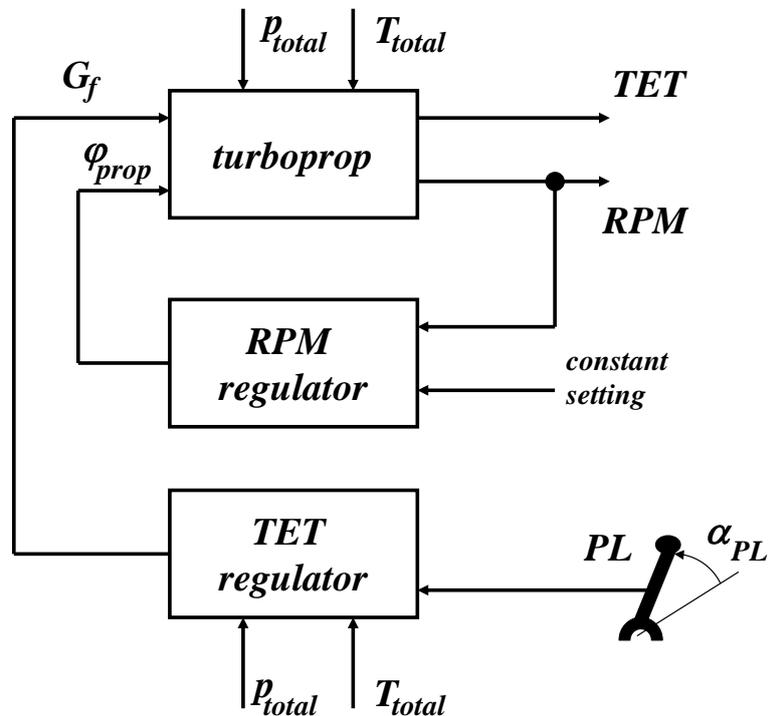


Рис. 3.09. Схема системы управления ТВД ( $p_{total}$  и  $T_{total}$  - полное давление и температура атмосферного воздуха)

Система управления частотой вращения воздушного винта представляет собой регулятор оборотов (*RPM* или *speed governor*) с постоянной настройкой (*constant setting*), где регулируемым параметром является частота вращения воздушного винта (*RPM*), а регулирующим фактором – угол установки лопастей воздушного винта ( $\varphi_{prop}$ ). Он состоит из центробежного датчика частоты вращения (*flyweight*; Рис. 3.10) и воздушного винта, которые связаны гидромеханическим усилителем (*hydraulic amplifier* или *servomotor*; управляющий золотник (*pilot valve*) усилителя расположен в регуляторе *P68ДТ-24*; исполнительный сервопоршень, как указывалось выше, расположен во втулке винта и связан с его лопастями). Система поддерживает постоянную частоту вращения ротора двигателя на всех режимах (за исключением режима «малый газ») за счет изменения угла установки лопастей винта.

Система управления воздушным винтом включает также систему флюгирования (*feathering system*) и дополнительные защитные подсистемы.

Она состоит из:

- подсистемы автоматического флюгирования по крутящему моменту (*automatic positive torque feathering*), действующей на режимах выше 0,7 номинального;

- подсистемы автоматического флюгирования по отрицательной тяге (*automatic drag-actuated feathering*), срабатывающей при отрицательной тяге более 720...850 кгс (датчик отрицательной тяги расположен в редукторе двигателя у опорно-упорного подшипника вала винта);

- подсистемы принудительного флюгирования (*manual feathering*);

- подсистемы постановки винта на промежуточный упор;

- подсистемы фиксации угла установки лопастей винта.

Во время работы системы флюгирования рабочая жидкость (масло) подается из маслобака с помощью флюгерного насоса (*feathering pump*).

Система регулирования температуры газов перед турбиной размещена в насосе-датчике *НД-24* и автомате дозирования топлива *АДТ-24*. Основная система управления включает:

- баростат (*barostat*) с дозирующей иглой (*metering valve*);
- регулятор постоянного перепада давления (*pressure drop regulator*) на дозирующей игле (дифференциальный механизм);
- рычаг управления (РУД; *power lever (PL)*).

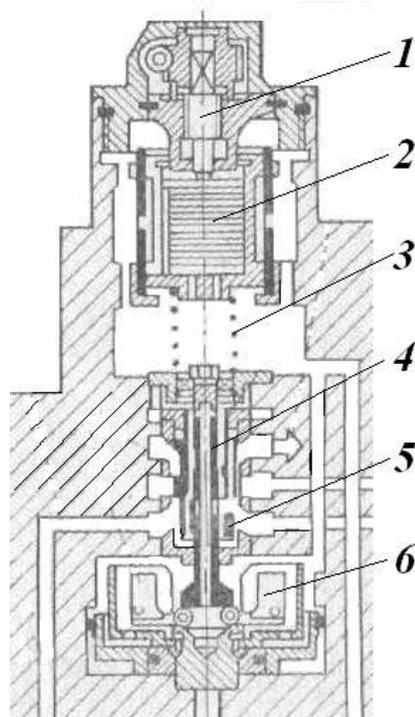


Рис.3.10. Регулятор:  
 1 – регулировочный винт;  
 2 – термокомпенсатор;  
 3 – пружина настройки;  
 4 – управляющий золотник;  
 5 – следящий золотник;  
 6 – центробежный датчик

Заданное значение (*target*) температуры газов для каждого режима задается положением РУД ( $\alpha_{PL}$ ). Величина, пропорциональная действительному (*actual*) значению температуры газов, вырабатывается регулятором в зависимости от внешних условий (*environmental influences*). Система сравнивает оба указанных параметра и поддерживает заданное значение температуры газов перед турбиной путем изменения подачи топлива ( $G_f$ ).

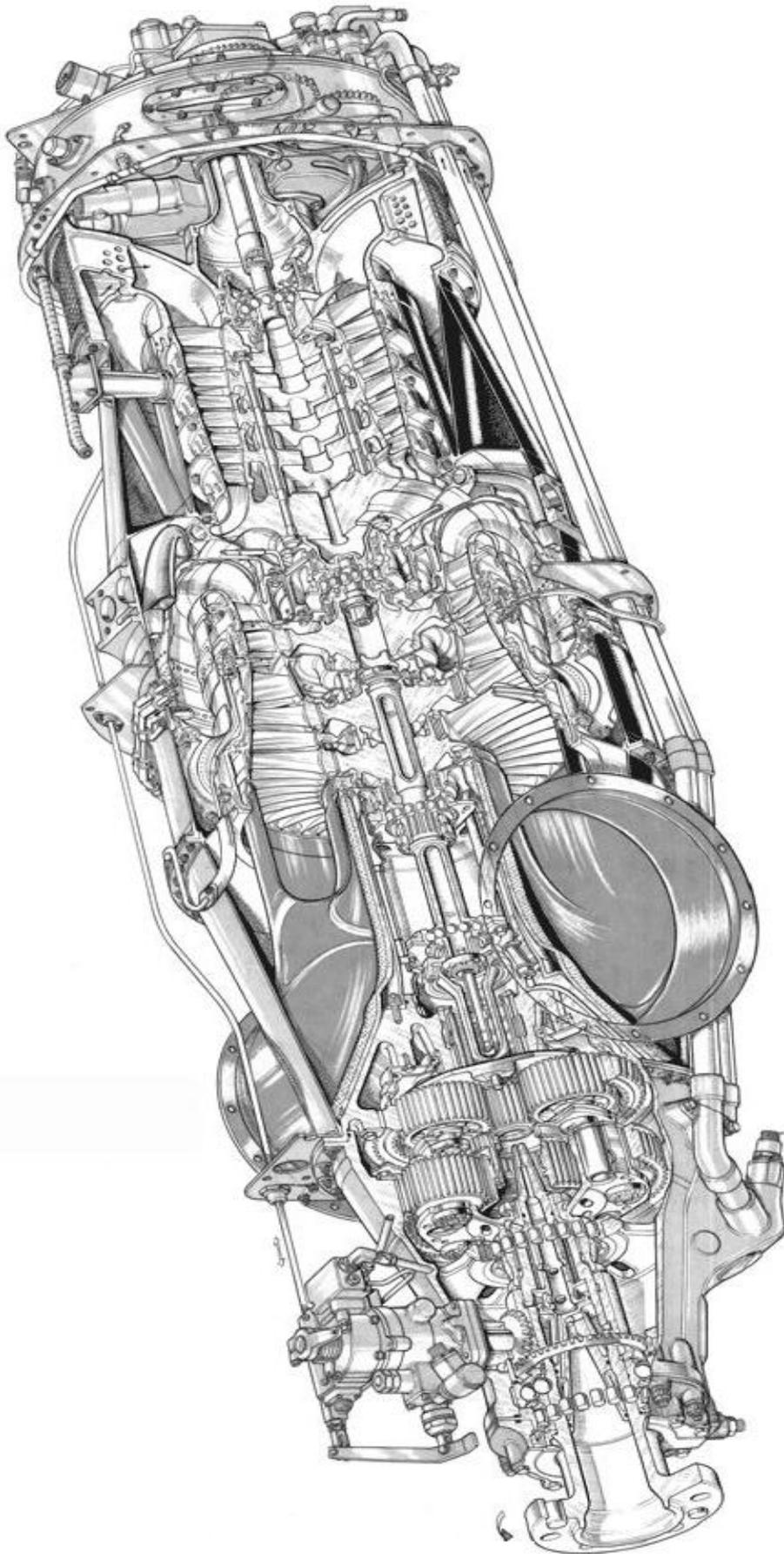
В качестве дополнительных регулирующих устройств используются:

- автомат запуска (*starting regulator*);
- клапаны останова (*shut off valves*);
- клапан постоянного давления (*constant pressure valve*);
- регулятор частоты вращения малого газа (*idle RPM regulator*);
- гидрозамедлитель (*hydraulic acceleration/deceleration limiter*);
- ограничитель максимального крутящего момента (*torque limiter*);
- система предельного регулирования температуры газа (*turbine outlet temperature limiter*);
- система управления клапанами перепуска (*bleed valve regulator*).

### ***Pratt&Whitney Canada PT6A***

Разработка ТВД малой мощности *PT6A* началась в конце 50-х г.г. Он стал одним из самых широко распространенных ГТД – за 40 с лишним лет было выпущено более 36000 двигателей, используемых более, чем в 160 странах. Двигатель выпускается в множестве модификаций (от *PT6A-6* до *PT6A-135*) с мощностью от 500 до 2000 л.с.

Этот ТВД (*Рис. 3.11*) имеет компоновку, обратную обычному расположению узлов ГТД (*inverted turboprop*): воздух входит в воздухозаборник, расположенный в задней части, и поступает в осецентрибежный компрессор, состоящий из трех (или четырех) осевых



*Fig. 3.11. Pratt & Whitney Canada PT6A*

ступеней и центробежной ступени, а затем в противоточную кольцевую камеру сгорания.

Газы приводят во вращение одно- или двухступенчатую турбину компрессора и одно- или двухступенчатую турбину винта и выходят в передней части двигателя.

Таким образом, ротор двигателя состоит из двух роторов (Рис. 3.12):

- ротора турбины/компрессора;
- ротора свободной турбины, соединенного с валом винта через редуктор.

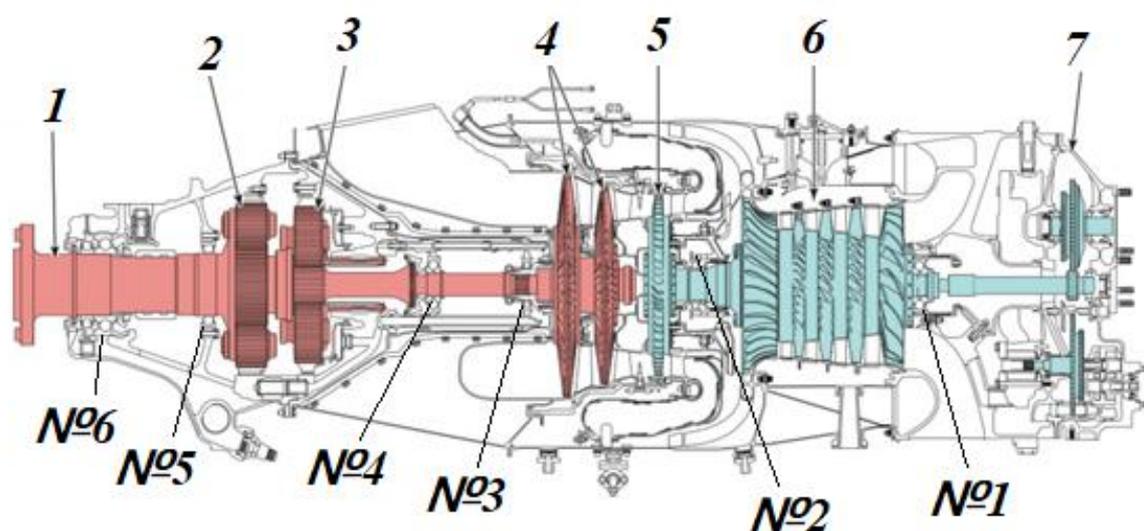


Рис. 3.12. Компонировка ГТД (№1...№6 – номера опор роторов): 1 – вал винта; 2 – 2-ая ступень редуктора; 3 – 1-ая ступень редуктора; 4 – свободная турбина; 5 – турбина компрессора; 6 – компрессор; 7 – коробка приводов

Ротор турбины/компрессора представляет собой двухопорный ротор, опирающийся на опорно-упорный шариковый подшипник (№ 1; расположен перед ротором компрессора) и опорный роликоподшипник (№ 2; расположен между турбиной и компрессором). Опорно-упорная опора выполнена упругой (установлена в упругой втулке (*flexible housing*)). Соединение ротора компрессора и диска турбины обеспечивается жесткой шлицевой муфтой (Рис. 3.13).

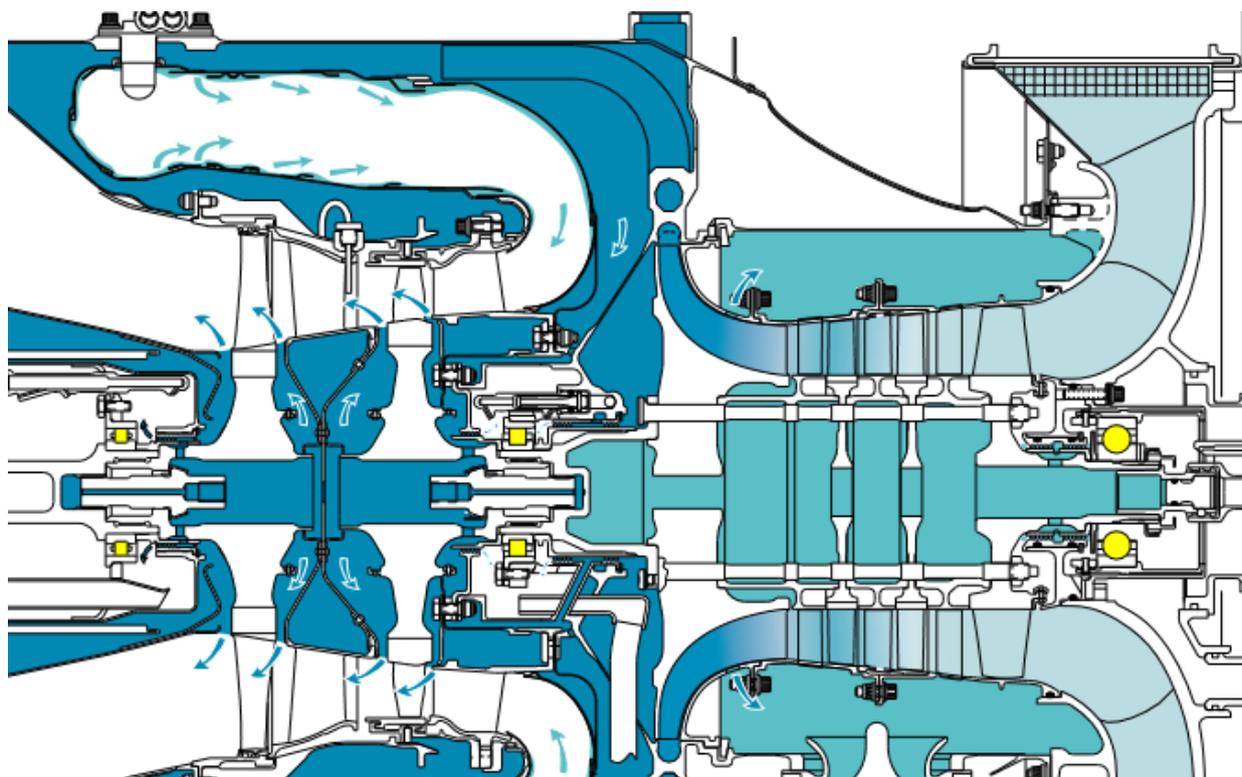


Рис. 3.13. Соединения частей роторов компрессора и турбины

Ротор свободной турбины (с консольным расположением диска турбины) опирается на роликовый подшипник (№ 3; расположен у дисков турбины) и шариковый подшипник (№ 4; расположен на конце вала). Вал винта также опирается на передний шариковый (№ 6) и задний роликовый (№ 5) подшипники. В осевом направлении ротор свободной турбины и вал винта механически не связаны между собой.

Передача крутящего момента от ротора свободной турбины к валу винта обеспечивается через двухступенчатый планетарный редуктор (*two-stage epicyclic reduction gear*; передаточное отношение  $i = 15$ ).

Силовая структура статора двигателя состоит из:

- корпуса редуктора, куда передаются усилия с опор вала винта и крутящий момент с неподвижных звеньев кинематической схемы редуктора; к

корпусу редуктора сзади присоединен корпус вала свободной турбины, где размещены подшипники ротора свободной турбины;

- корпуса диффузора центробежной ступени компрессора, к которому крепится корпус опоры роликоподшипника ротора турбины/компрессора;

- корпуса входного устройства (соединенного с корпусом приводов), где расположен шариковый подшипник ротора турбины/компрессора.

Корпус редуктора соединен с корпусом диффузора корпусом выходного устройства и корпусом камеры сгорания (к корпусу камеры сгорания прикреплен корпус турбины); корпус диффузора соединен с корпусом входного устройства корпусом компрессора. Основные узлы подвески размещены на корпусе редуктора; дополнительные – на корпусе приводов.

Основными конструктивными особенностями двигателя являются:

- корпус входного устройства представляет собой литую кольцевую раму (силовыми элементами рамы являются стойки);

- вход воздуха в двигатель обеспечивается через защитную сетку;

- ротор компрессора имеет барабанно-дискую конструкцию (состоит из дисков и крыльчатки центробежной ступени компрессора, стянутых 6-ю стяжными болтами);

- рабочие лопатки осевых ступеней компрессора крепятся к дискам соединением типа «ласточкин хвост»;

- диффузор камеры сгорания выполнен со спиралевидными каналами (Рис. 3.14);

- жаровая труба камеры сгорания имеет пленочное воздушное охлаждение; распределение входящего в жаровую трубу воздуха обеспечивается

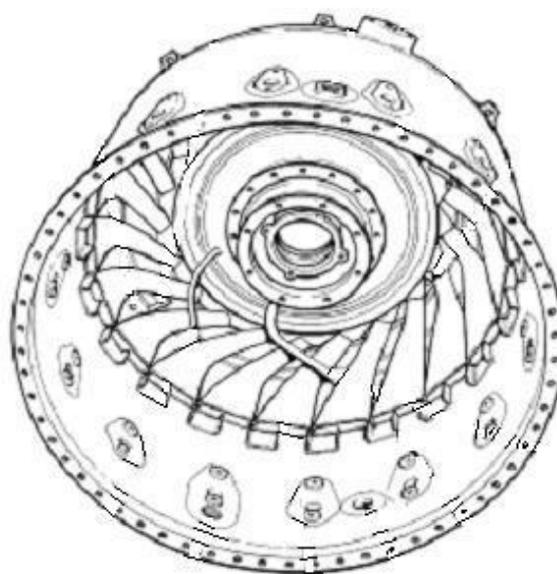


Рис. 3.14. Диффузор камеры сгорания

направляющими кольцами (*louvered cooling rings*), приваренными изнутри к стенкам жаровой трубы (Рис. 3.15);

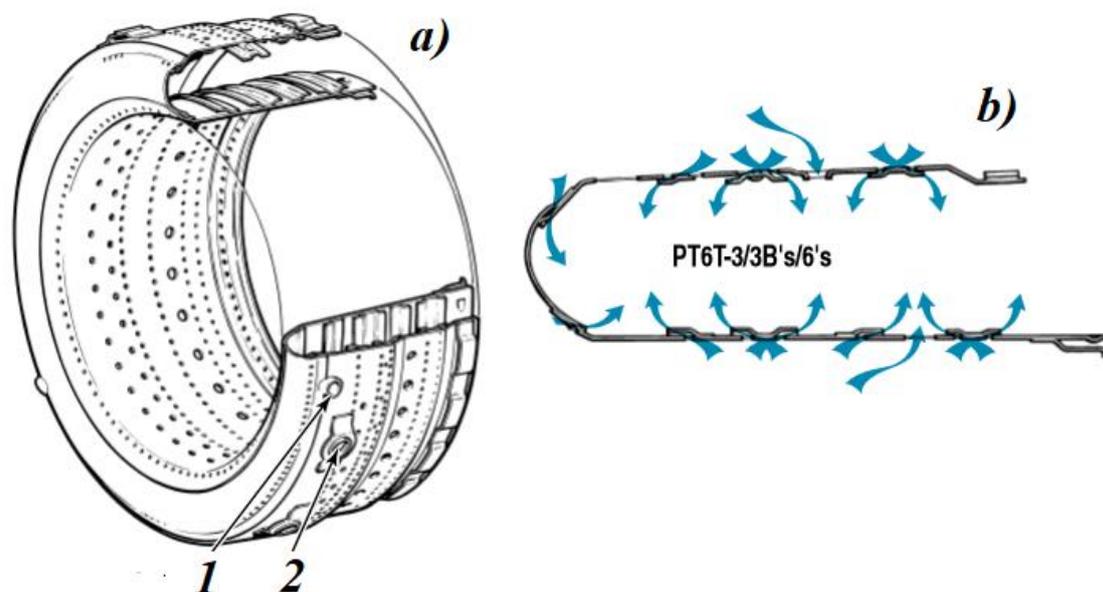


Рис. 3.15. Жаровая труба (а) и схема входа воздуха в жаровую трубу (б):  
1 – бобышка для свечи зажигания; 2 – место для рабочей форсунки

- камера сгорания имеет 14 рабочих форсунок;
- сопловой аппарат турбины компрессора выполнен охлаждаемым;
- безбандажные рабочие лопатки турбины компрессора имеют утонченный конец, что уменьшает трение при касании о корпус (*squeeler tip*);
- бандажированные рабочие лопатки свободной турбины;
- рабочие лопатки турбины соединяются с дисками замком типа «ёлка» и фиксируются в осевом направлении заклепками;
- газы выбрасываются из двигателя с помощью двух патрубков;
- каждая ступень редуктора представляет собой планетарную ступень с одновенечными сателлитами (в 1-ой ступени – 3 сателлита; во 2-ой ступени – 5 сателлитов);
- редуктор оборудован гидромеханической системой измерения крутящего момента (ИКМ; Рис. 3.16; соединение неподвижной шестерни

первой ступени редуктора с корпусом выполнено спиральными шлицами (*helical splines*)).

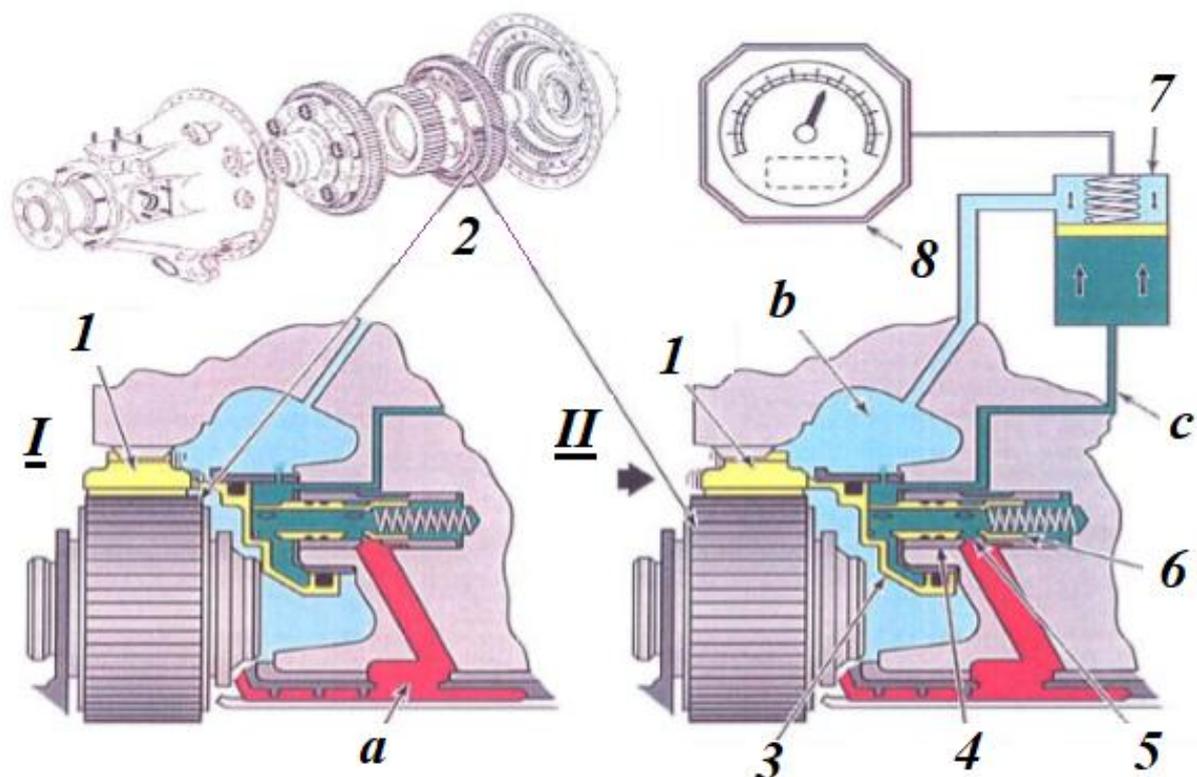


Рис. 3.16. Схема действия измерителя крутящего момента (ИКМ) (**I** – малая мощность; **II** – большая мощность; *a* – подвод масла из маслосистемы двигателя; *b* – масляная полость редуктора; *c* – канал с давлением масла на выходе из датчика ИКМ): 1 – неподвижная шестерня 1-ой ступени редуктора; 2 – сателлиты 1-ой ступени редуктора; 3, 4, 5 и 6 – датчик ИКМ (поршень, цилиндр, дозирующее отверстие и клапан); 7 – преобразователь; 8 – индикатор

### **Pratt&Whitney Canada PW100**

Первый двигатель семейства *Pratt&Whitney Canada PW100* поступил в эксплуатацию в 1984 г. К настоящему времени он является одним из самых продаваемых ТВД, занимая около 90% рынка двигателей для региональных самолетов. Двигатель имеет около 40 модификаций в диапазоне мощностей от 1800 до 5000 л.с. (1300...3700 кВт) и применяется на самолетах *ATR 42/72*; *Bombardier Q100/200/300/400*; *Fokker 50/60*; *Ильюшин Ил-114*; *Xian MA60* и др.

Например, в модификации *PW127* (Рис. 3.17) он имеет эквивалентную мощность 3200 л.с. (мощность на валу винта 2750 л.с.) при массе 520 кг. Основные газодинамические параметры двигателя: расход воздуха – 8 кг/сек; общая степень сжатия – 14,7; температура газов перед турбиной – 1400 К.



Рис. 3.17. Общий вид ТВД PW127

ТВД обычно подвешивается под крылом; схема подвески, подвода воздуха в двигатель и отвода газов представлена на Рис. 3.18.

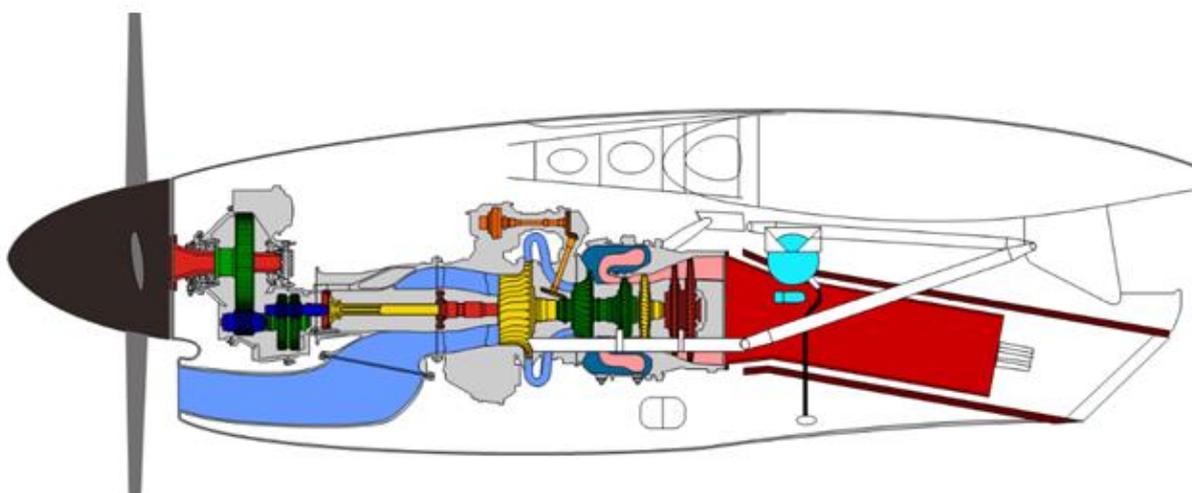


Рис. 3.18. Размещение ТВД на крыле самолета

Двигатель (Рис. 3.19) состоит из двух частей (модулей): собственно двигателя (*turbomachinery module*) и редуктора (*reduction gear module*). Эти модули жестко соединены между собой.

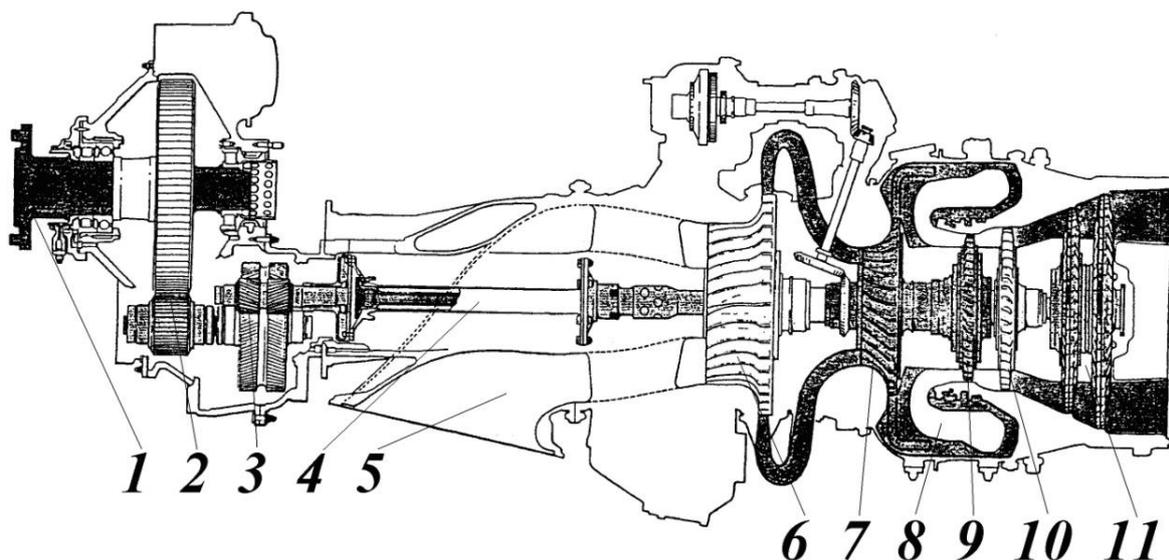


Рис. 3.19. ТВД Pratt&Whitney Canada PW100: 1 – вал винта; 2 – вторая ступень редуктора; 3 – первая ступень редуктора; 4 – ведущий вал редуктора; 5 – входное устройство; 6 – компрессор НД; 7 – компрессор ВД; 8 – камера сгорания; 9 – турбина ВД; 10 – турбина НД; 11 – турбина винта

Двигатель имеет трёхвальную схему (Рис. 3.20):

- ротор НД состоит из центробежного (в модификации PW150 – трехступенчатого осевого) компрессора, который приводится во вращение одноступенчатой осевой турбиной;

- ротор ВД также включает центробежный компрессор, вращаемый одноступенчатой осевой турбиной;

- ротор свободной турбины (турбины винта) состоит из 2-х рабочих колес турбины и соединительных валов, проходящих внутри роторов ВД и НД (мощность турбины передается через редуктор и далее на воздушный винт).

Роторы свободной турбины и ВД вращаются против часовой стрелки; ротор НД – по часовой стрелке (при виде сзади).

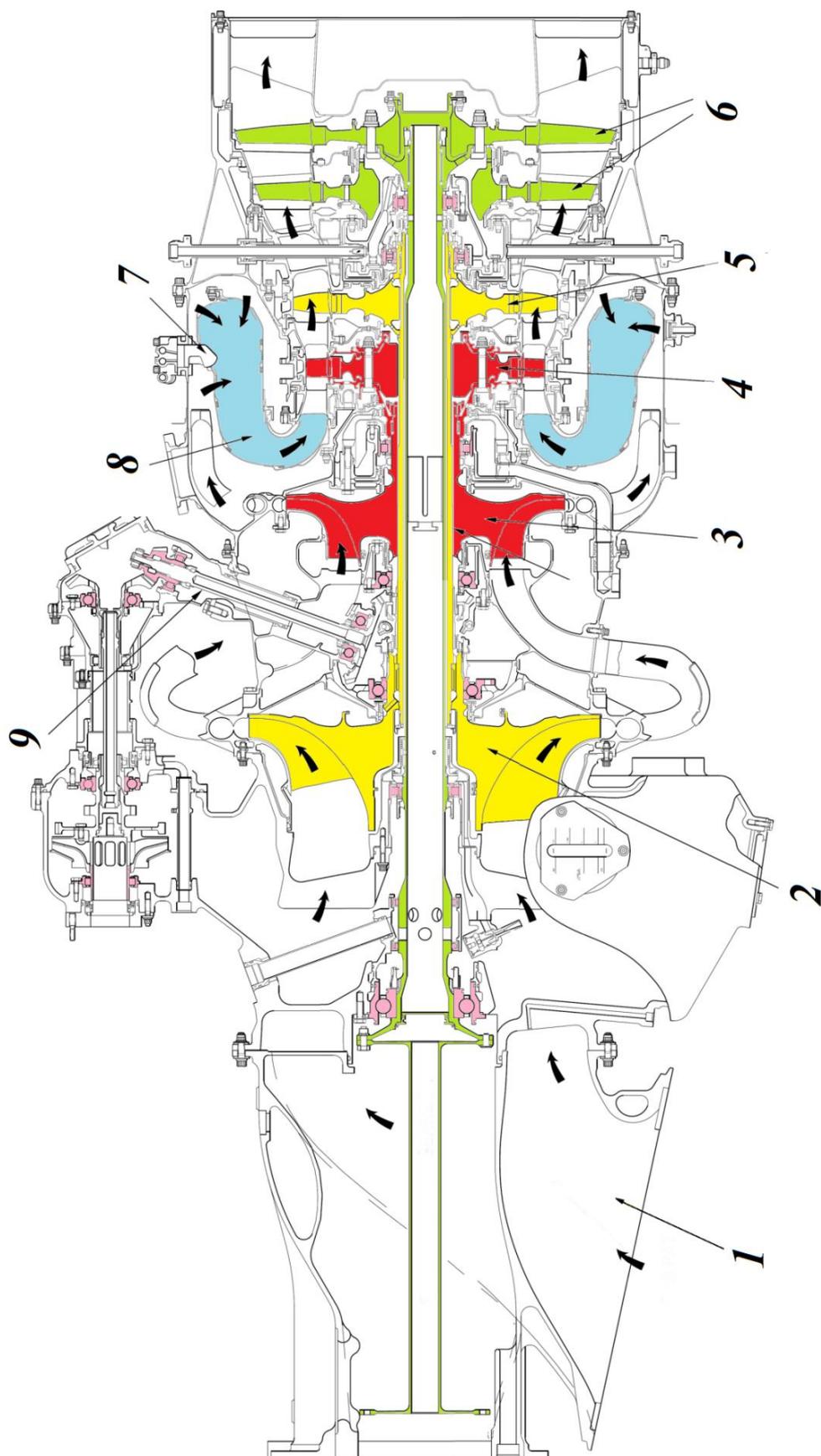
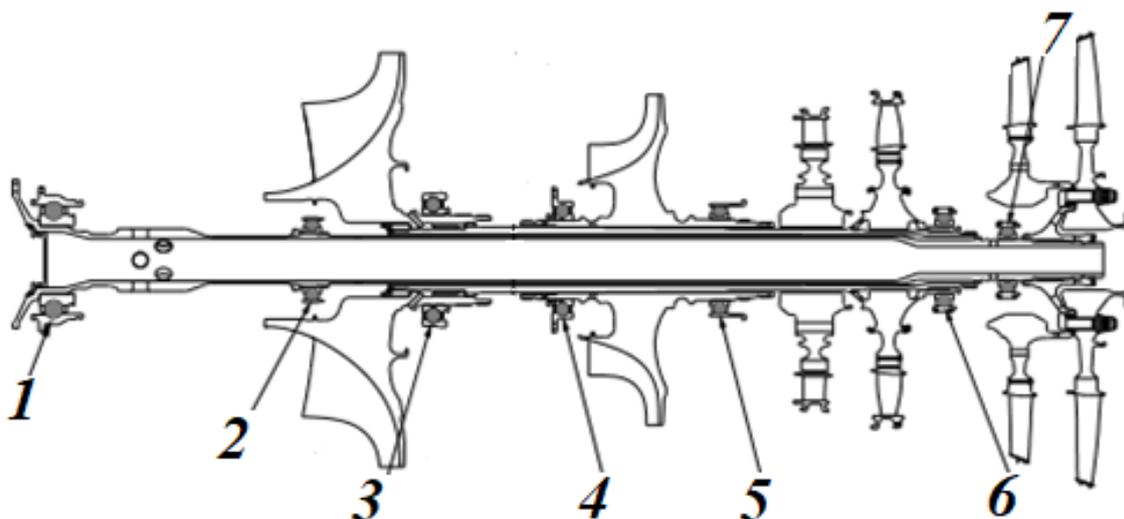


Рис. 3.20. Модуль двигателя Pratt & Whitney Canada PW127: 1 – воздухозаборник; 2 – крыльчатка компрессора НД; 3 – крыльчатка компрессора ВД; 4 – диск турбины ВД; 5 – диск турбины НД; 6 – рабочие колеса свободной турбины; 7 – рабочая камера сгорания; 8 – жаровая труба камеры сгорания; 9 – рессора привода агрегатов

Ротор ВД (*Рис. 3.21*) опирается на передний шариковый (опора № 4) и задний роликовый (опора № 5) подшипники; ротор НД – на передний шариковый (опора № 3) и задний роликовый (опора № 6); ротор свободной турбины – на передний шариковый (опора № 1) и 2 роликовых подшипника (опоры №№ 2 и 7).



*Рис. 3.21. Роторы двигателя (номера опор роторов обозначены цифрами)*

Опоры роторов двигателя размещаются в силовых корпусах (см., *Рис. 3.20 и 3.21*):

- №№ 1 и 2 – во входном устройстве (*inlet case*; силовые связи с наружным корпусом выполняют стойки входного устройства);
- №№ 3 и 4 – в промежуточном корпусе компрессора (*intercompressor case*);
- № 5 – в корпусе газогенератора (*gas generator case*; роль силовых связей с наружным корпусом выполняют лопатки диффузора компрессора ВД);
- № 6 и 7 – в корпусе турбины (силовые стержни проходят через полые сопловые лопатки 3-ей ступени турбины).

Центробежные компрессоры НД и ВД одностороннего типа. Степень сжатия компрессора НД составляет 2,6; степень сжатия компрессора ВД – 5,65. Диски и рабочие лопатки крыльчаток выполнены монолитными. Передние

кромки лопаток загнуты для безударного входа воздуха (Рис. 3.22). Подача воздуха из компрессора НД в компрессор ВД обеспечивается 21 трубой (Рис. 3.23).



Рис. 3.22. Компрессор ВД



Рис. 3.23. Компрессор НД

Камера сгорания кольцевая противоточная (*annular reverse-flow combustion chamber*), что упрощает компоновку двигателя с центробежным компрессором и уменьшает длину ГТД.

Ходовая часть редуктора представляет собой простой двухступенчатый двухпоточный редуктор (*two-stage geartrain*; Рис. 3.24) с передаточным отношением  $i = 16,67$  (с 20000 до 1200 об/мин). 1-ая ступень состоит из ведущей и двух ведомых шевронных шестерен (*first-stage helical gears*); 2-ая – из двух ведущих и одной ведомой прямозубых шестерен. Таким образом, в 1-ой ступени мощность, подводимая от свободной турбины, разделяется на два потока; во второй ступени она суммируется. Обе ступени имеют наружные зацепления; соответственно вал винта вращается в сторону вращения ротора свободной турбины.

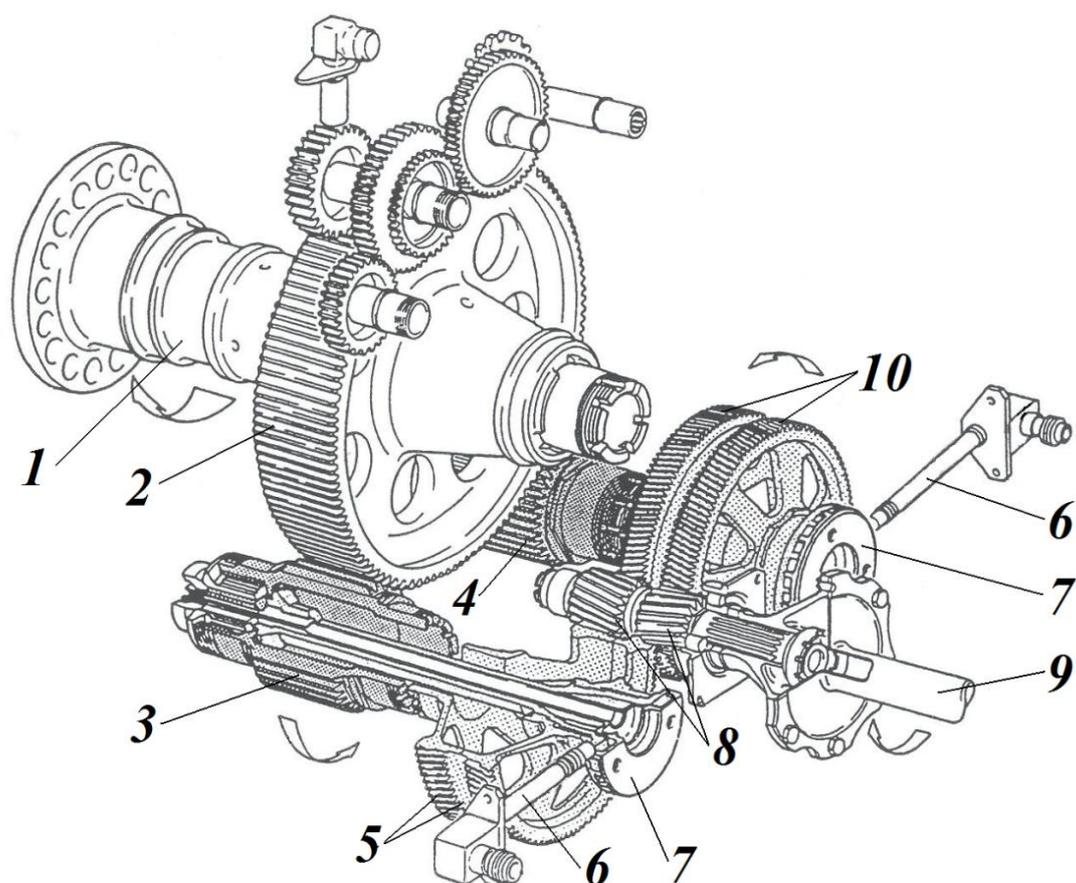


Рис. 3.24. Редуктор ТВД PW100: 1 – вал винта; 2 – ведомая шестерня второй ступени; 3, 4 – ведущие шестерни второй ступени; 5, 10 – ведомые шестерни первой ступени; 6 – датчик ИКМ; 7 – валик ИКМ; 8 – ведущая шестерня первой ступени; 9 – ведущий вал

Ведущий вал (*helical input gerashaft*; Рис. 3.25) опирается на 2 роликовых подшипниках (опоры № 8 и № 9). Два промежуточных вала также опираются на роликовые подшипники. В осевом направлении они связаны с ротором свободной турбины. Вал винта (*propeller shaft*) спереди опирается на спаренные роликовый и шариковый подшипники (опора № 18/19); сзади – на роликовый подшипник (опора № 15). Таким образом, вал винта механически связан с ротором свободной турбины в окружном направлении (тем самым обеспечится передача мощности от свободной турбины на воздушный винт); в осевом направлении механической связи между ними нет.

Ходовая часть редуктора размещена в корпусе (*housing set*), состоящем из трех жестко соединенных между собой частей: переднего (*front housing*), заднего (*rear housing*) и входного (*input housing*) корпусов. Корпус редуктора жестко соединен со статором двигателя в единую силовую конструкцию (*rigid unit*).

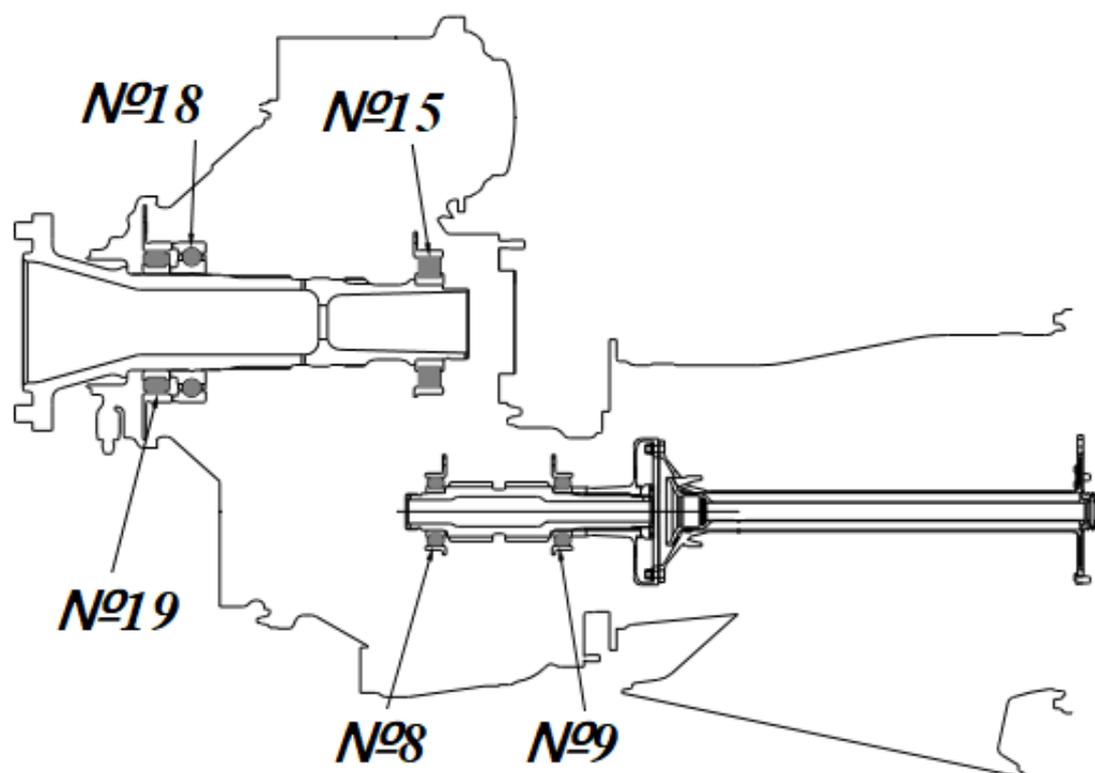


Рис. 3.25. Схема опор редуктора

Редуктор оборудован 2-мя бесконтактными датчиками системы измерения крутящего момента (ИКМ). Применяется система ИКМ торсионного типа: для этого промежуточные валы редуктора (передающие крутящий момент) содержат внутри рессоры, разгруженные от передачи момента.

Редуктор снабжен тормозом воздушного винта (*propeller brake*): при его включении на работающем двигателе ротор, включающий свободную турбину,

ходовую часть редуктора и вал винта, тормозится и двигатель используется для снабжения самолета электроэнергией и отбора сжатого воздуха.

Передние (основные) узлы подвески двигателя расположены на переднем корпусе редуктора: они обеспечивают передачу крутящего момента и силы тяги. Задние (дополнительные) узлы подвески расположены на промежуточном корпусе компрессора.

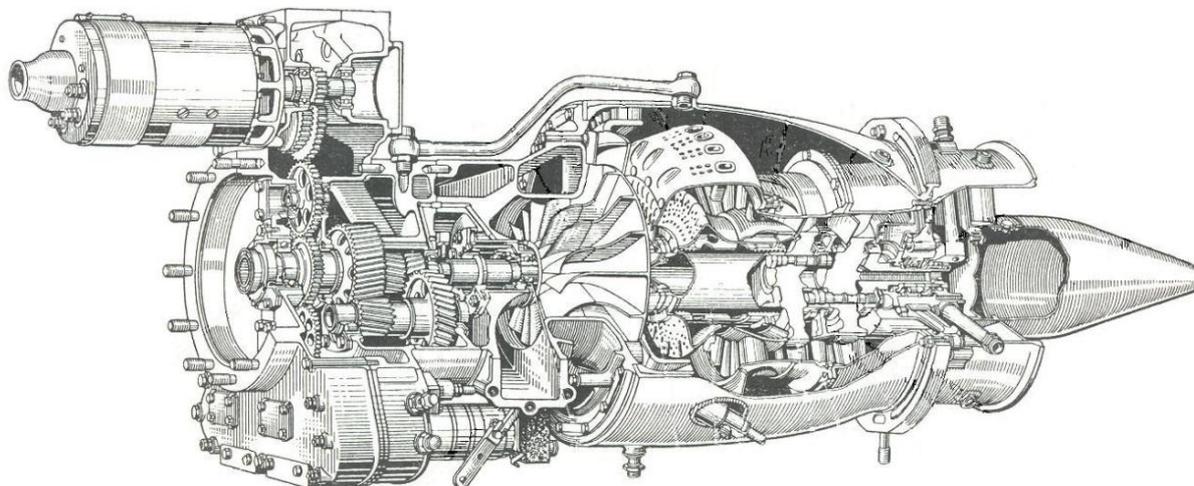
Маслосистема ТВД является единой для двигателя и редуктора и не имеет отдельного маслобака (емкость для масла расположена в задней части корпуса входного устройства; такая система носит название: *wet sump system*). Она снабжена двумя радиаторами: воздушно-масляным (*air-cooled oil cooler*) и топливно-масляным (*fuel-cooled oil cooler*).

Система управления двигателем комбинированная: она включает как электронный (*Electronic Engine Control (EEC)*), так и гидромеханический регуляторы (*Mechanical Fuel Control Unit (MFCU)*). Основное их отличие с точки зрения управления заключается в том, что управляемые (регулируемые) параметры при работе каждой из систем различны. Так, при электронном управлении (*EEC mode*) управляемым параметром является крутящий момент (мощность), который передается на воздушный винт. При ручном управлении (*manual (degraded EEC) mode*) управляемым параметром является частота вращения ротора ВД (*NH*). Управляющим (регулирующим) фактором и в том и другом случаях является подача топлива (*fuel flow (WF)*).

#### 4. ТУРБОВАЛЬНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Турбовальный двигатель отличается от ТВД тем, что вместо воздушного винта мощность двигателя передается на другой потребитель. В авиации им чаще всего являются несущий и рулевой винты вертолета. Как и для ТВД, здесь возможна одновальная схема, когда мощность, развиваемая турбиной, передается на компрессор двигателя и внешний потребитель. Однако, основной особенностью авиационных турбовальных двигателей является применение свободной турбины – в этом случае они состоят из одно- или двухвального газогенератора и свободной турбины, мощность которой передается через главный редуктор на несущий и рулевой винты вертолета (в случае вертолета соосной схемы – на два несущих винта). Таким образом, подобный турбовальный двигатель является двух- или трехвальным.

Первый одновальный турбовальный двигатель *ТТ782* был построен французской фирмой *Turbomeca* в 1948 г. – он был одновальным и его мощность составляла 100 л.с. На его базе в 1950 г. был создан также одновальный турбовальный двигатель *Artouste* (мощность 280 л.с.; *Рис. 4.01*), который применялся на вертолетах *Aérospatiale Alouette II* и др.



*Рис. 4.01. Турбовальный двигатель Turbomeca Artouste*

Этот двигатель имел центробежный компрессор с односторонней крыльчаткой и двойным лопаточным диффузором (радиальным и осевым), кольцевую камеру сгорания с дисковым распылителем топлива (вращающейся рабочей форсункой), двухступенчатую турбину, где диски были выполнены заодно с рабочими лопатками и соединялись между собой и с валом турбины стяжными болтами. В передней части двигателя был расположен двухступенчатый трехпоточный простой редуктор (шестерни редуктора имели косозубое зацепление на обеих ступенях). Таким образом, ротор двигателя состоял из ротора турбины/компрессора и ходовой части редуктора, которые были связаны только в окружном отношении. Ротор турбины/компрессора был двухопорным: передний шариковый подшипник располагался перед крыльчаткой компрессора в литом корпусе редуктора, который в задней части имел спиралевидный канал для входа воздуха в двигатель; задний роликовый подшипник располагался за турбиной в заднем корпусе турбины (последний представлял собой кольцевую силовую раму с тангенциальным положением силовых стоек).

Самым мощным турбовальным двигателем с начала 60-х г.г. XX века был *Д-25В* конструкции КБ П.А. Соловьева (СССР; мощность – 5500 л.с.; удельный расход топлива – 0,29 кг топл./л.с. час; масса – 1200 кг). Это был двухвальный двигатель, который применялся на вертолетах *Ми-6/10/12*. С 1982 г. самым мощным турбовальным двигателем является *Д-136* (СССР; создан Запорожским машиностроительным конструкторским бюро «Прогресс»; максимальная мощность – 11400 л.с.; удельный расход топлива – 0,198 кг топл./л.с. час; расход воздуха – 36 кг/сек; температура газов перед турбиной – 1516 К; масса – 1050 кг). Двигатель является трехвальным (*Рис. 4.02*); он применяется на вертолете *Ми-26*. Поскольку турбовальный двигатель *Д-136* был создан на базе ТРДД *Д-36*, то его газогенератор повторяет схему газогенератора двигателя *Д-36*.

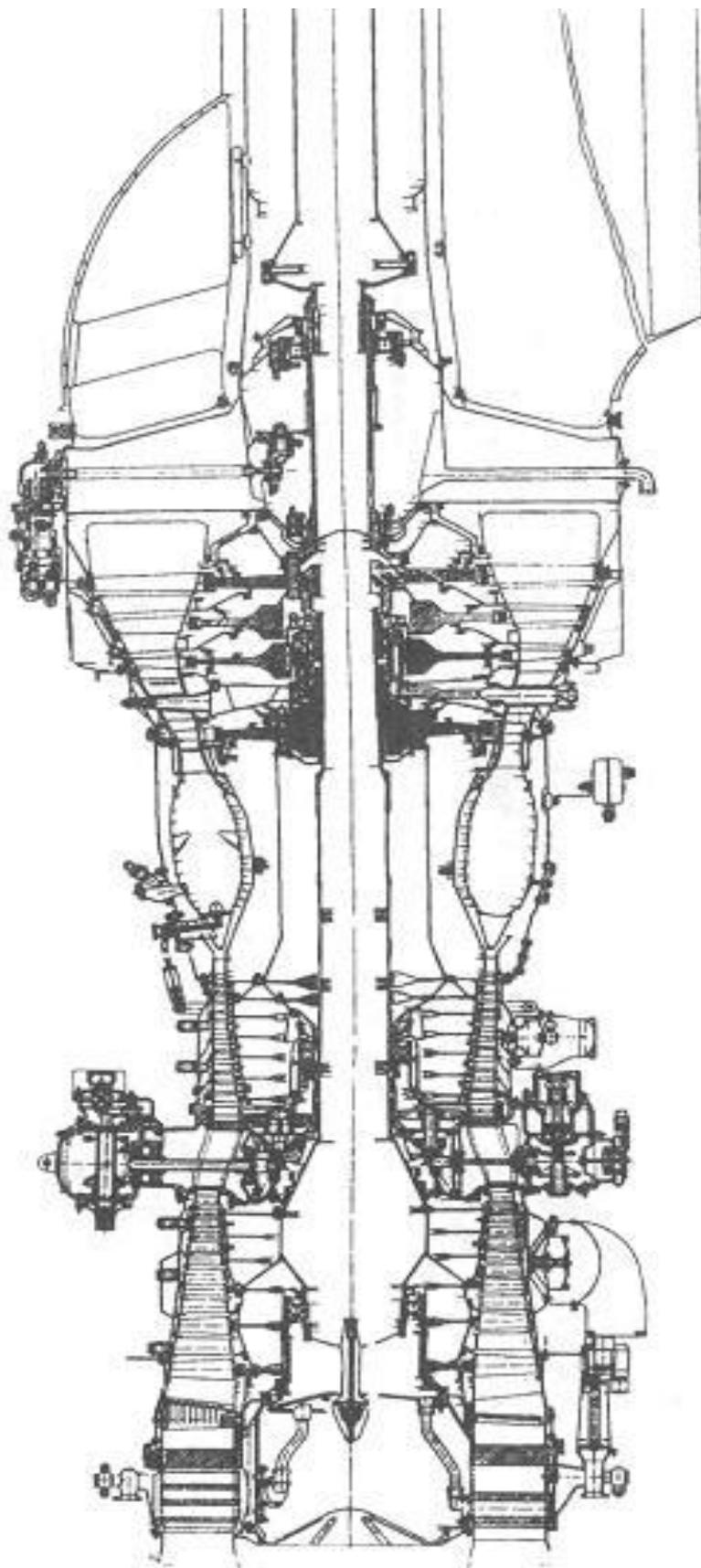


Рис. 4.02. Турбовальный двигатель Д-136

Отличается он тем, что вместо турбины вентилятора установлена двухступенчатая свободная турбина, выходной вал которой развернут назад (подобная схема свободной турбины является типичной для мощных турбовальных двигателей).

Турбовальными двигателями являются также вспомогательные силовые установки (ВСУ; *auxiliary power unit (APU)*), используемые для привода компрессоров, генераторов, насосов и т.п. – подобные устройства используются для запуска основных (маршевых) двигателей, кондиционирования пассажирских кабин, питания бортовых систем воздушных судов и т.д.

Особенности конструкции ВСУ зависят от их мощности. Маломощные ВСУ обычно имеют простейшую конструкцию: это, как правило, одновальные двигатели с центробежным компрессором, противоточной камерой сгорания и одно- или двухступенчатой осевой или центростремительной турбиной. С увеличением мощности ВСУ приобретают особенности, характерные для других типов ГТД.

В настоящее время различными фирмами (*Turbomeca* во Франции, *General Electric* в США, *Rolls-Royce* в Великобритании и др.) выпускается достаточно много типов турбовальных двигателей. В большинстве случаев это маломощные двигатели, предназначенные для легких вертолетов. Их схемы и конструкция определяется прежде всего соображениями оптимального размещения силовой установки на летательном аппарате. Наиболее типичные конструкции турбовальных двигателей, предназначенных для вертолетов, рассмотрим на примере ГТД *Климов ТВ2-117*, *ТВ3-117* (СССР) и *Pratt & Whitney Canada PT6T*.

### ***Изотов ТВ2-117***

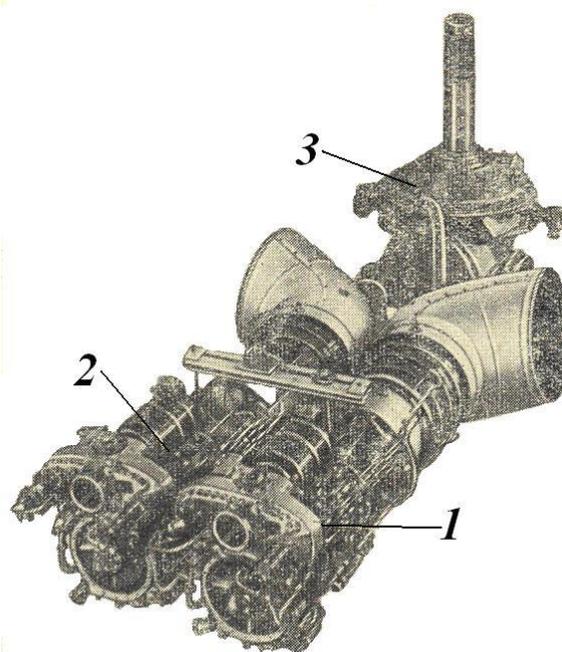
Двигатель *ТВ2-117* был создан в 1964 г. в ОКБ-117 им. В.Я.Климова под руководством С.П. Изотова для широко известного вертолета *Ми-8* и

выпускался до 1997 г. Он стал самым массовым турбовальным двигателем в мире – было выпущено более 23000 двигателей.

Основные параметры ГТД следующие: мощность на выходном валу – 1500 л.с.; удельный расход топлива – 275 г/л.с. час; расход воздуха – 8,0 кг/с; температура газов перед турбиной – 1153 К; степень повышения давления – 6,6; масса – 334 кг. В силовую установку вертолета входят 2 двигателя *TB2-117*, главный редуктор *BP-8A* и несущий винт вертолета (*Рис. 4.03*).

ГТД *TB2-117* (*Рис. 4.04*) представляет собой двухвальный двигатель со свободной турбиной. Он состоит из 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины компрессора и двухступенчатой свободной турбины. Таким образом, его ротор состоит из ротора газогенератора и ротора свободной турбины.

Ротор газогенератора (турбокомпрессора) трехпорный и состоит из ротора компрессора и ротора турбины компрессора. Ротор компрессора двухпорный: опорно-упорный шариковый подшипник расположен на задней цапфе ротора; опорный роликоподшипник – на передней цапфе ротора. Ротор турбины компрессора имеет одну собственную опору – это роликовый подшипник, расположенный за дисками турбины. Роторы компрессора и турбины компрессора связаны соединительной муфтой (*shaft coupling*), расположенной на задней цапфе ротора компрессора.



*Рис. 4.03. Силовая установка вертолета: 1, 2 – двигатели; 3 – главный редуктор*

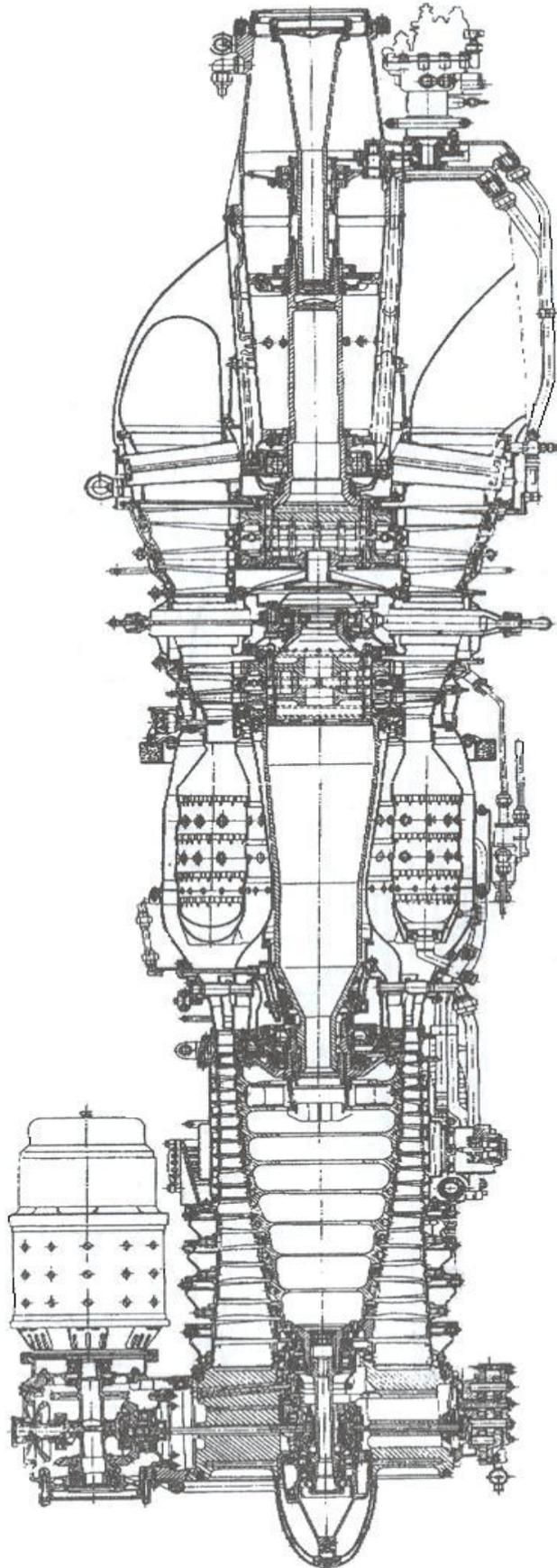


Рис. 4.04. Турбовальный двигатель ТВ2-117

Муфта (Рис. 4.05) включает промежуточную шлицевую втулку (*intermediate spline sleeve*), которая обеспечивает передачу крутящего момента и сферическое соединение вала турбины с задней цапфой ротора компрессора, которое осуществляет осевую фиксацию ротора турбины относительно ротора компрессора.

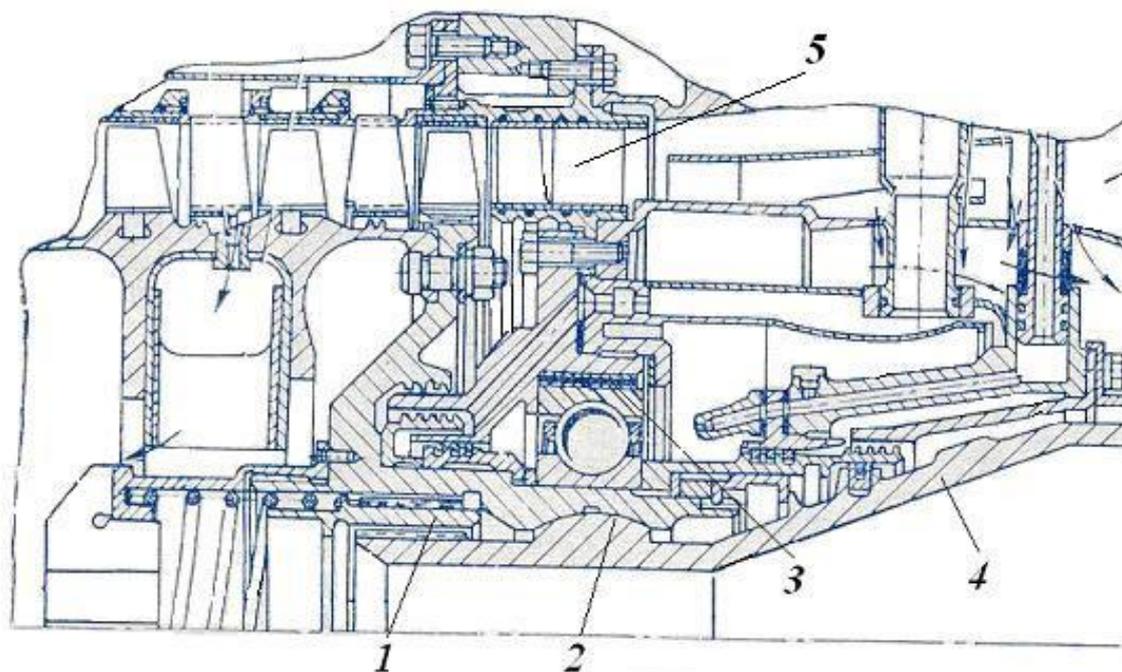


Рис. 4.05. Соединительная муфта: 1 – промежуточная шлицевая втулка; 2 – сферический хвостовик; 3 – упругое кольцо; 4 – вал турбины; 5 – выходной направляющий аппарат компрессора

Ротор свободной турбины консольного типа, двухопорный: шариковый подшипник расположен за дисками турбины; роликовый подшипник – на конце вала турбины. Ротор свободной турбины промежуточными валами-рессорами (они обеспечивают передачу только крутящего момента) соединяется с ходовой частью главного редуктора.

Основные опоры размещены в кольцевых силовых рамах:

- передний роликовый подшипник ротора компрессора – в переднем корпусе компрессора, представляющем собой литой корпус с полыми силовыми стойками;

- задний шариковый подшипник ротора компрессора – в заднем корпусе компрессора, в котором роль силовых элементов выполняют лопатки выходного направляющего аппарата компрессора;

- роликовый подшипник ротора турбины компрессора – в промежуточном корпусе турбины, расположенном между турбиной компрессора и свободной турбиной (корпус представляет собой сварную конструкцию с силовыми стойками);

- оба подшипника свободной турбины – в силовой раме выходного устройства, выполненной в виде сварного корпуса с силовыми стойками.

Кольцевые силовые рамы соединены в единую структуру:

- передний и задний корпуса компрессора – корпусами компрессора;

- задний корпус компрессора и промежуточный корпус турбины – корпусами камеры сгорания и турбины компрессора;

- промежуточный корпус турбины и силовая рама выходного устройства – корпусом свободной турбины.

Узлы подвески двигателя (*Рис. 4.06*) размещены на заднем корпусе компрессора (эта плоскость проходит вблизи центра масс двигателя); второй плоскостью опоры двигателя является сферическая пята силовой рамы выходного устройства, расположенная в задней части двигателя – с помощью этой пяты двигатель опирается на корпус главного редуктора вертолета.

К основным конструктивным особенностям двигателя относятся:

- барабанная конструкция ротора компрессора (в задней части она трансформируется в дисково-барабанную);

- крепление рабочих лопаток в барабане компрессора в кольцевых пазах;

- поворотные входной направляющий аппарат и направляющие аппараты первых трех ступеней компрессора (размещены в передней части корпуса компрессора);

- «двухстенная» конструкция задней части корпуса компрессора;

- изогradientный диффузор камеры сгорания с турбулизатором и направляющим элементом;

- кольцевая камера сгорания с пленочным воздушным охлаждением жаровой трубы;
- конический вал турбины компрессора;
- барабанно-дисковая конструкция роторов турбины с использованием торцевых шлицевых соединений и стяжных болтов;
- бандажирование рабочих лопаток турбин.

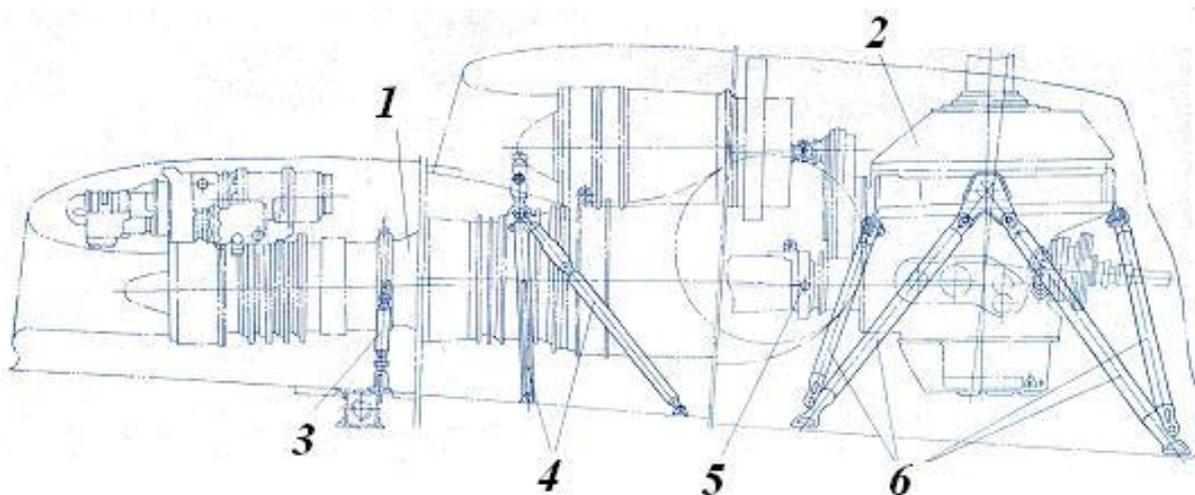


Рис. 4.06. Размещение силовой установки на вертолете: 1 – двигатель; 2 – главный редуктор; 3 – передние узлы подвески; 4 – дополнительные узлы подвески (устанавливаются при разборке силовой установки); 5 – сферическое соединение двигатель/редуктор; 6 – узлы подвески редуктора

Топливная система включает электрические (*electrically-driven*) подкачивающие топливные насосы (насосы низкого давления) в вертолетной части системы. На каждом двигателе установлен плунжерный насос (*plunger-type pump*) высокого давления с неподвижной наклонной шайбой (*wobbler plate*). Таким образом, этот насос является насосом постоянной производительности (*constant delivery pump*).

Система управления силовой установкой выполнена по схеме «шаг-газ». Она включает (Рис. 4.07):

- рычаг «шаг-газ», состоящий из рычага управления двигателем с рукояткой коррекции;

- программный механизм объединенного управления «шагом» и «газом»;
- регулятор оборотов ротора компрессора/турбины;
- регулятор оборотов свободной турбины.

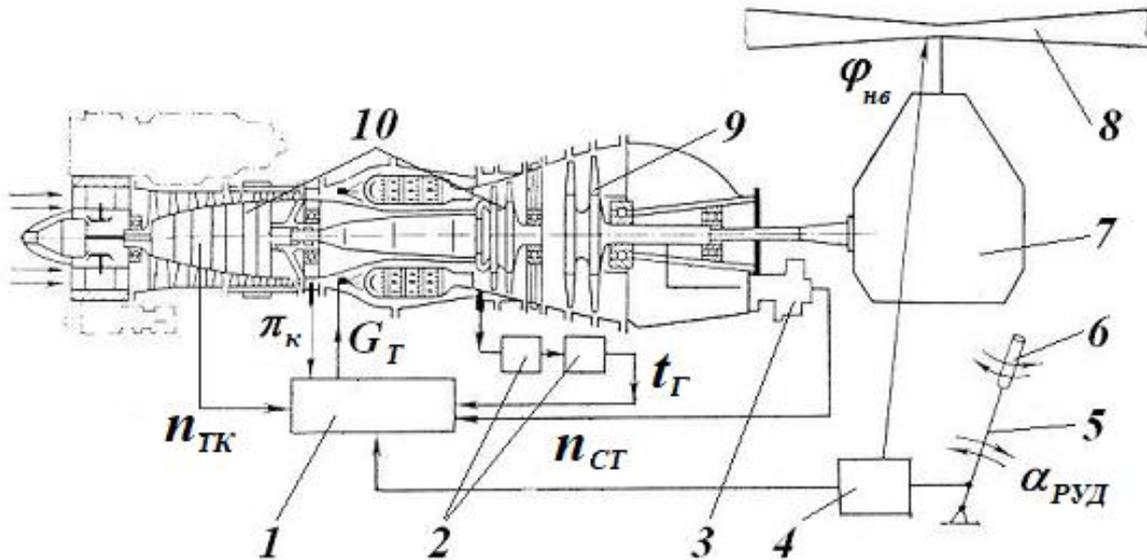


Рис. 4.07. Схема системы управления: 1 – регулятор оборотов ротора турбокомпрессора; 2 – преобразователь температуры газов; 3 – регулятор оборотов свободной турбины; 4 – механизм объединенного управления; 5 – рычаг «шаг-газ»; 6 – рукоятка коррекции; 7 – главный редуктор; 8 – несущий винт; 9 – свободная турбина; 10 – компрессор и турбина компрессора

При работе системы пилот одновременно одним рычагом «шаг-газ» через программный механизм объединенного управления «шагом» и «газом» одновременно меняет настройку регулятора оборотов ротора турбокомпрессора (при этом изменяется режим работы («газ») двигателя) и воздействует на шаг несущего винта с целью поддержания постоянными обороты несущего винта (*lifting rotor*).

Связь между шагом несущего винта и режимом работы двигателя выбирается для условий, которые наиболее часто встречаются в эксплуатации. При изменении внешних условий эта связь меняется, что приводит к изменению частоты вращения несущего винта. Для восстановления оборотов несущего винта система имеет дополнительную рукоятку коррекции.

Таким образом, в системе управления имеются 2 регулируемых параметра: частота вращения ротора турбокомпрессора  $n_{TK}$  и частота вращения несущего винта (или частота вращения ротора свободной турбины  $n_{СТ}$ , т.к., ротор свободной турбины и несущий винт жестко связаны между собой через главный редуктор). Соответственно, имеются и 2 регулирующих фактора: подача топлива  $G_m$ , изменением которой меняется режим работы двигателя (частота вращения ротора турбины/компрессора  $n_{TK}$ ), и угол установки лопастей несущего винта  $\varphi_{нев}$ , с помощью которого поддерживается частота вращения ротора свободной турбины  $n_{СТ}$ .

На равновесном режиме (*steady-state mode*) частоты вращения  $n_{TK}$  и  $n_{СТ}$  поддерживаются постоянными. Изменение внешних условий вызывает отклонение режима работы силовой установки от равновесного и изменение частот вращения. Регулятор оборотов ротора компрессора/турбины меняет подачу топлива  $G_m$ , выводя несущий винт на прежние обороты.

Регулятор оборотов ротора компрессора/турбины включает центробежный датчик с переменной настройкой от рычага «шаг-газ» и дозирующую иглу с клапаном постоянства перепада давлений на дозирующей игле. Центробежный датчик и дозирующая игла связаны гидроусилителем.

Система управления включает также регулятор оборотов свободной турбины  $n_{СТ}$ , работающий в режиме ограничения максимального числа оборотов свободной турбины. Таким образом, на пониженных режимах (до 0,4 номинала для данного двигателя) частота вращения ротора турбины/компрессора  $n_{TK}$  определяется настройкой регулятора оборотов ротора компрессора/турбины; на повышенных режимах частота  $n_{TK}$  ограничивается работой регулятора оборотов свободной турбины.

Кроме основных регуляторов система управления включает:

- автомат запуска;
- ограничитель максимальной частоты вращения ротора компрессора/турбины  $n_{TK}$ ;

- ограничитель максимального расхода топлива и ограничитель степени повышения давления воздуха  $\pi_k$  (ограничивают максимальную мощность двигателя);
- ограничитель максимальной температуры газов перед турбиной  $t_T$ ;
- синхронизатор мощности (обеспечивает синхронизацию работы 2-х двигателей силовой установки вертолета).

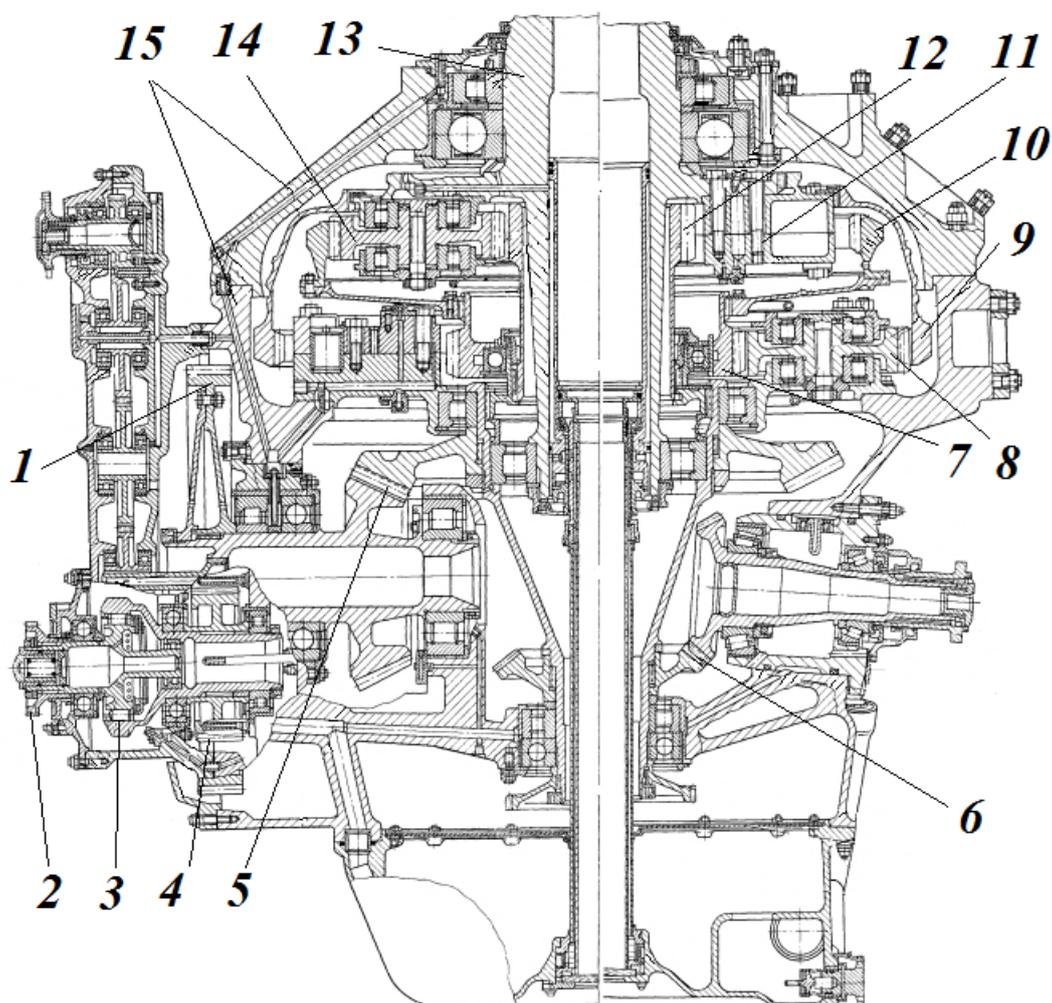


Рис. 4.08. Главный редуктор вертолета: 1 – ведомая шестерня первой ступени; 2 – входной вал редуктора; 3 – обгонная муфта; 4 – ведущая шестерня первой ступени; 5 – шестерни второй ступени; 6 – шестерни отбора мощности для привода хвостового винта; 7 – ведущая шестерня ступени замыкания; 8 – промежуточная шестерня ступени замыкания; 9 – шестерня внутреннего зацепления ступени замыкания; 10 – шестерня внутреннего зацепления дифференциала; 11 – водило дифференциала; 12 – ведущая шестерня дифференциала; 13 – вал несущего винта; 14 – сателлит дифференциала; 15 – корпус редуктора

Главный редуктор ВР-8А (Рис. 4.08) предназначен для передачи мощности от двух турбовальных двигателей на несущий и рулевой винты. Его кинематическая схема приведена на Рис. 4.09. Редуктор представляет собой трехступенчатое устройство с общим передаточным отношением  $i = 62,5$ .

В первой ступени используется косозубая передача (две цилиндрические шестерни  $Z_1$  и шестерня  $Z_2$ ; передаточное отношение  $i_1 = 2,88$ ), суммирующая мощность двух двигателей.

На входе в ступень на входных валах расположены обгонные муфты (муфты свободного хода) роликового типа (Рис. 4.10).

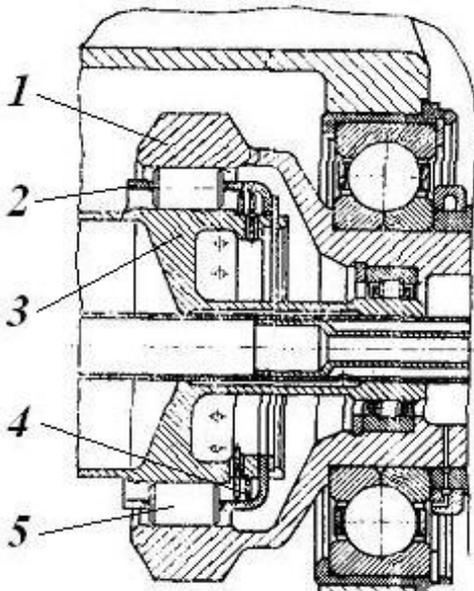


Рис. 4.10. Роликовая обгонная муфта: 1 – ведомая втулка; 2 – сепаратор; 3 – ведущий вал; 4 – пружина; 5 – ролик

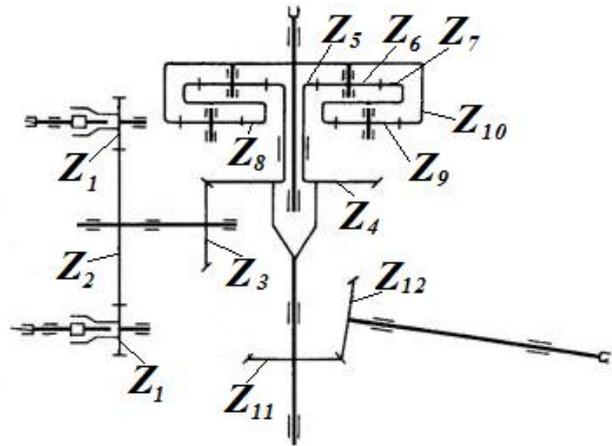


Рис. 4.09. Кинематическая схема главного редуктора вертолета (первая ступень развернута на  $90^\circ$  относительно оси ведомой шестерни)

В случае, когда соответствующий двигатель создает крутящий момент, муфта обеспечивает передачу крутящего момента на редуктор за счет заклинки роликов между обоймами; при падении частоты вращения свободной турбины двигателя (в момент, когда частота вращения выходного вала свободной турбины становится меньше, чем частота вращения входного вала редуктора) ролики расцепляются, обеспечивая независимое вращение

трансмиссии несущего винта.

Вторая ступень (шестерни  $Z_3$  и  $Z_4$  ;  $i_{II} = 2,13$ ), представляет собой коническое зацепление со спиральными зубьями, меняющее направление вектора крутящего момента с горизонтального на вертикальное.

Третья ступень (шестерни  $Z_5$ ,  $Z_6$  и  $Z_7$  дифференциала и  $Z_8$ ,  $Z_9$  и  $Z_{10}$  ступени замыкания;  $i_{III} = 10,18$ ) выполнена в виде дифференциально-замкнутого редуктора (особенностью является то, что дифференциал расположен сверху, ступень замыкания снизу). Ведущая шестерня ступени ( $Z_5$ ) соединяется с выходом второй ступени шлицевой втулкой, что обеспечивает самоустановку ведущей шестерни. Дифференциал имеет 5 сателлитов, изготовленных заодно с осями, которые опираются на роликовые подшипники. Сателлитодержатель разъемный и жестко соединен с фланцем вала несущего винта. Шестерня внутреннего зацепления дифференциала болтами соединена с коническим элементом, который обеспечивает привод ведущей шестерни ступени замыкания через подвижное шлицевое соединение. Конструкция семи промежуточных шестерен ступени замыкания идентична конструкции сателлитов. Они расположены в корпусе, который болтами и втулками соединен с корпусом редуктора. Шестерня внутреннего зацепления ступени замыкания связана с сателлитодержателем дифференциала подвижным шлицевым соединением.

Кроме того, редуктор имеет коническую передачу (шестерни  $Z_{11}$  и  $Z_{12}$ ) для отбора мощности на привод хвостового винта – передача мощности к этому зацеплению обеспечивается от второй ступени редуктора.

Ходовая часть редуктора размещается в литом корпусе, состоящем из двух частей, которые соединены шпильками. В нижней части корпус снабжен поддоном, служащим маслобаком маслосистемы главного редуктора.

Маслосистемы двигателя и главного редуктора выполнены отдельными. Маслосистема двигателя представляет собой замкнутую циркуляционную систему с «холодным» маслобаком (т.е., относится к, так называемым,

системам с «сухим» маслосборником (*dry system*)). Маслосистема главного редуктора выполнена также циркуляционной, но емкостью для масла в ней служит поддон корпуса редуктора (такие системы классифицируются, как системы с «мокрым» маслосборником (*wet system*)).

### ***Климов ТВ3-117***

Турбовальный двигатель *ТВ3-117* был разработан в 1965...1972 г. г. в ОКБ-117 им. В.Я.Климова под руководством С.П. Изотова и С.В. Люневича. Серийно выпускался с 1972 г. на ПАО «Мотор Сич», Украина. В настоящее время производство перенесено на завод «Петербургские моторы».

Двигатель выпускается в 10 модификациях и устанавливается на вертолетах *Ми-8МТВ*, *Ми-17*, *Ка-32* и др. Основные параметры ГТД (модификация *ТВ3-117В*) следующие: мощность – 2200 л.с. (на чрезвычайном режиме; применение этого режима позволяет осуществлять посадку при отказе одного из двигателей), 2000 л.с. (на взлетном режиме); удельный расход топлива – 220 г/л.с. час; расход воздуха – 8,85 кг/сек; степень повышения давления – 9,4; температура газов перед турбиной (максимальная) – 1263 К; масса – 285 кг.

К данному семейству фактически относятся и ГТД ВК-2500, которые представляют собой модификацию повышенной мощности двигателя *ТВ3-117ВМА* (мощность – 2700 л.с. (на чрезвычайном режиме), 2000 л.с. (на взлетном режиме); удельный расход топлива – 210 г/л.с. час; масса – 300 кг).

Силовая установка вертолета *Ми-8МТВ* состоит из 2-х двигателей *ТВ3-117ВМА*, главного редуктора ВР-14, несущего и рулевого винтов.

ГТД *ТВ3-117* (Рис. 4.11) состоит из входного устройства, 12-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, 2-х ступенчатой турбины компрессора, 2-ступенчатой свободной турбины и выходного устройства. Его силовая схема практически полностью повторяет схему *ТВ2-117*.



Газогенератор имеет трехопорный ротор:

- ротор компрессора установлен на передний роликовый (№ 1) и задний шариковый (№ 2) подшипники;
- ротор турбины компрессора опирается на роликовый подшипник (№ 3), расположенный за турбиной;
- соединение роторов турбины и компрессора обеспечивается соединительной муфтой, передающей крутящий момент, осевую и поперечную нагрузки.

Ротор свободной турбины опирается на передний шариковый (№ 4) и задний роликовый (№ 5) подшипники.

Опоры роторов размещены в 4-х силовых рамах:

- переднем корпусе компрессора, выполненном в виде литой силовой рамы с 4-мя стойками (опора № 1);
- заднем силовом корпусе компрессора (роль силовых элементов выполняют лопатки направляющего аппарата XII ступени компрессора; опора № 2);
- промежуточном корпусе турбины (роль силовых связей выполняют 3 силовые стойки, расположенные перед лопатками соплового аппарата 1-ой ступени свободной турбины; опора № 3);
- силовом корпусе выходного устройства, выполненном в виде сварной силовой рамы с 6-ю силовыми стойками и конусом (опоры №№ 4 и 5).

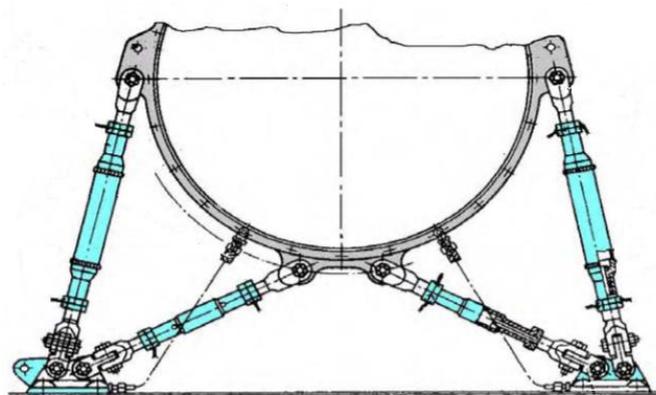


Рис. 4.12. Схема подвески двигателя

Подвеска двигателя выполняется также как и ГТД *TB2-117*: основные узлы подвески размещены на заднем корпусе компрессора (рис.4.12); второй плоскостью опоры двигателя является сферическая пята силовой рамы выходного

устройства (Рис. 4.13), где двигатель опирается на корпус главного редуктора.

На двигателе *TB3-117* сохранены некоторые особенности конструкции, хорошо зарекомендовавшие себя при эксплуатации ГТД *TB2-117*. Однако в большей части его узлов применены современные конструктивные и технологические решения. К тем и другим относятся:

- все диски ротора осевого компрессора (кроме диска 1-ой ступени) сварены в единый блок электронно-лучевой сваркой;

- рабочие лопатки IV...XII ступеней компрессора закреплены в кольцевых пазах;

- обеспечение устойчивой работы компрессора достигается применением поворотных лопаток входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов (НА) первых 4-х ступеней компрессора (Рис. 4.14), а также двумя управляемыми клапанами перепуска воздуха за VII ступенью;

- используется прямоточная кольцевая камера сгорания с 12-ю завихрителями;

- жаровая труба камеры сгорания состоит из секций, между которыми расположены гофрированные кольца, что обеспечивает пленочное воздушное охлаждение;

- фиксация жаровой трубы обеспечивается с помощью топливного коллектора с рабочими форсунками;

- рабочие лопатки турбин выполнены бандажированными;

- диски роторов турбин соединены между собой торцевыми шлицами и стяжными болтами;

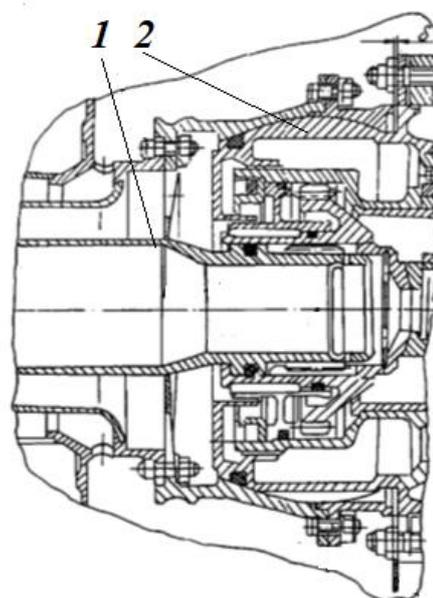
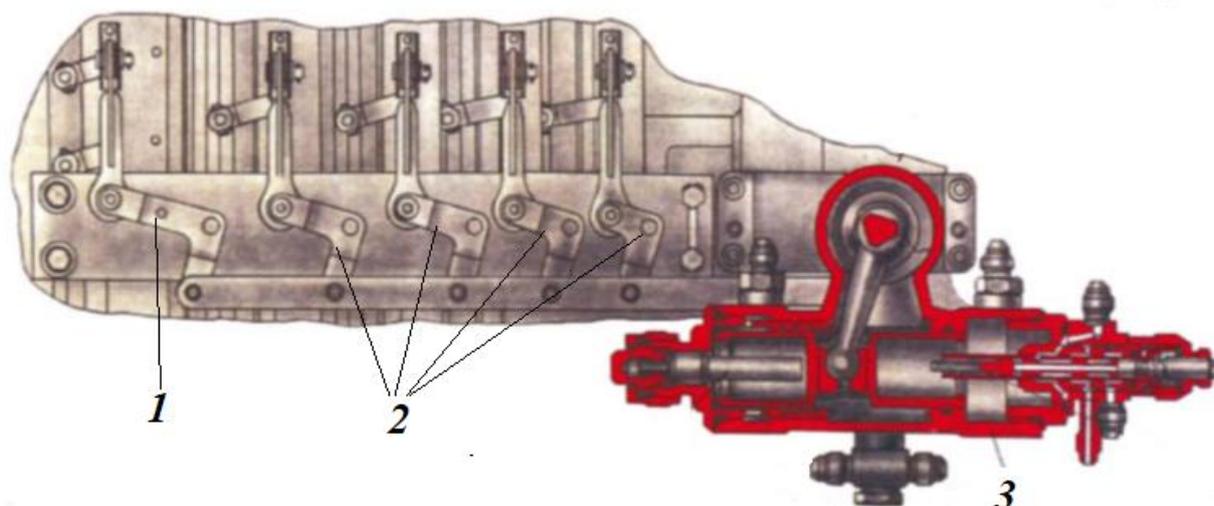


Рис. 4.13. Соединение двигателя с главным редуктором: 1 – рессора привода редуктора; 2 – сферическая пята

- на последних сериях двигателя убраны вращающиеся дефлекторы;
- лопатки сопловых аппаратов первых трех ступеней турбины выполнены полыми и охлаждаемыми;



*Рис. 4.14. Механизм поворота лопаток НА: 1 – рычаг поворота лопаток ВНА; 2 – рычаги поворота лопаток НА; 3 – гидроцилиндр системы управления*

- корпус турбины имеет «двустенную» конструкцию, образованную стенкой корпуса и полками лопаток сопловых аппаратов;
- выходной патрубок выполнен диффузорным с разворотом газового потока на  $60^\circ$ ;
- на опорах ротора применяются двухступенчатые уплотнения с воздушным лабиринтным и масляным радиально-торцевым графитовым уплотнениями;
- опоры №№ 1, 3 и 4 выполнены упруго-демпферными;
- запуск двигателя осуществляется воздушным стартером.

На входе в двигатель может быть установлено пылезащитное устройство. Очистка воздуха, поступающего в двигатель, от песка и пыли обеспечивается за счет инерционного эффекта в два этапа (Рис. 4.15).

Во-первых, засасываемый компрессором воздух поступает в кольцевой криволинейный канал. Частицы песка и пыли, двигаясь в нем, по инерции прижимаются к задней стенке обтекателя и попадают во внутреннюю полость сепаратора – пылевую ловушку. Далее воздух проходит в основной тракт через криволинейные каналы, образованные кольцами сепаратора. Воздухом, подводимым от компрессора двигателя к эжектору, песок и пыль отбрасывается в трубопровод отвода и далее за борт.

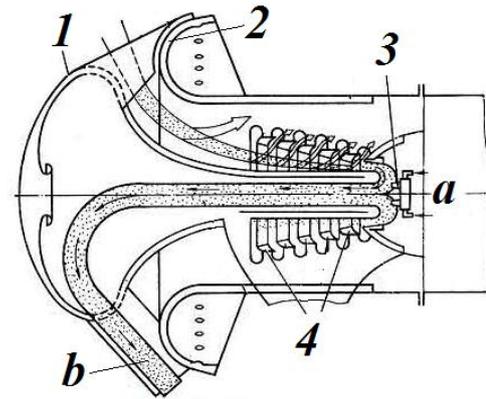


Рис.4.15. Эжекторный пылеуловитель (а – подвод воздуха к эжектору; b – отвод пыли): 1 – центральный обтекатель; 2 – обечайка воздухозаборника; 3 – эжектор; 4 – сепаратор

На первых модификациях ГТД применяется гидромеханическая система управления двигателем; на последних – электронно-гидромеханическая. Общая схема управления силовой установкой (Рис. 4.16) принципиально не отличается от рассмотренной ранее системы управления ГТД ТВ2-117. Как и в предыдущем случае здесь имеются 2 управляемых (регулируемых) параметра: частота вращения ротора турбокомпрессора  $n_{TK}$  и частота вращения несущего винта (или частота вращения ротора свободной турбины  $n_{СТ}$ ). Для этого необходимы 2 управляющих (регулирующих) фактора. В данном случае это подача топлива  $G_m$ , и угол установки лопастей несущего винта  $\varphi_{нг}$ .

Гидромеханический регулятор является основным (его основные элементы расположены в насосе-регуляторе). Электронный регулятор двигателя (ЭРД) работает по ограничительной схеме. Он включает два контура управления. Один из них представляет собой двухканальный автомат защиты свободной турбины, ограничивающий предельную частоту вращения ее ротора.

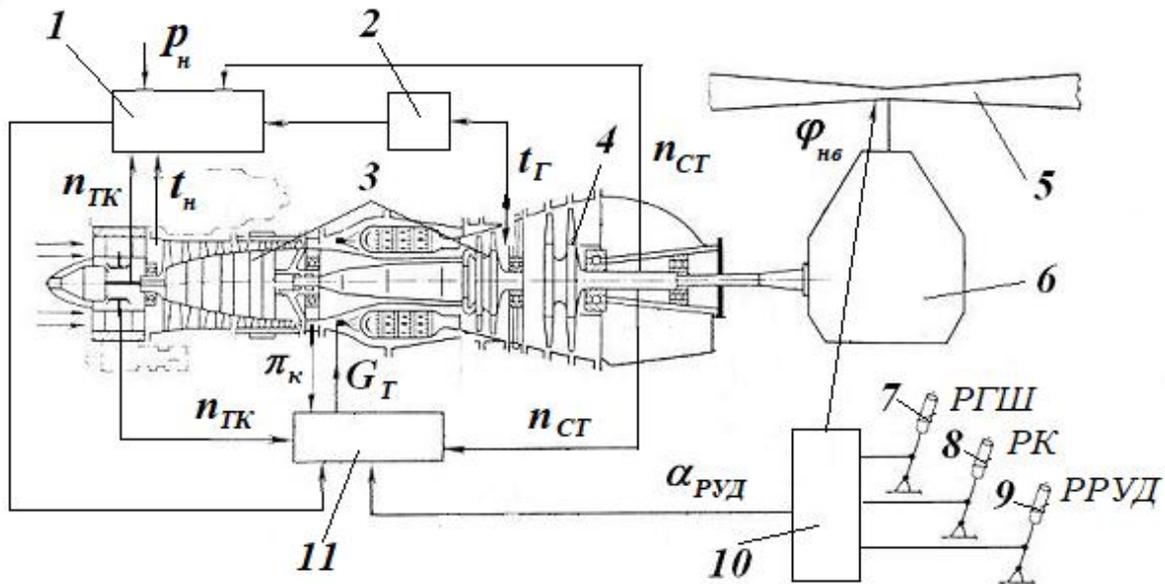


Рис. 4.16. Схема системы управления: 1 – электронный регулятор двигателя (ЭРД); 2 – регулятор температуры газов (РТ); 3 – ротор турбокомпрессора; 4 – ротор свободной турбины; 5 – несущий винт; 6 – главный редуктор; 7 – рычаг «шаг-газ» (РГШ); 8 – рукоятка коррекции (РК); 9 – рычаг раздельного управления двигателем (РРУД); 10 – механизм объединенного управления; 11 – насос-регулятор (НР)

Другой является ограничителем частот вращения ротора турбокомпрессора с коррекцией по давлению  $p_n$  и температуре  $t_n$  на различных режимах. Кроме того, через ЭРД работает и ограничитель температуры (РТ).

Для повышения его надежности используется сигнал температуры газов между турбиной компрессора и свободной турбиной (на двигателе *TB2-117* ограничивалась температура газов перед турбиной компрессора).

Главный редуктор ВР-14 имеет ту же кинематическую схему, что и редуктор ВР-8А. Его передаточное отношение равно 78,125.

### ***Pratt&Whitney Canada PT6T***

Двигатель *PT6T* (Рис. 4.17) представляет собой турбовальную модификацию рассмотренного ранее ТВД *PT6*. Основные данные двигателя: мощность двигателя на выходном валу – 1800 л.с.; масса – 690 lbs; степень сжатия компрессора – 7,3; расход воздуха – 6,6 lbs/sec.

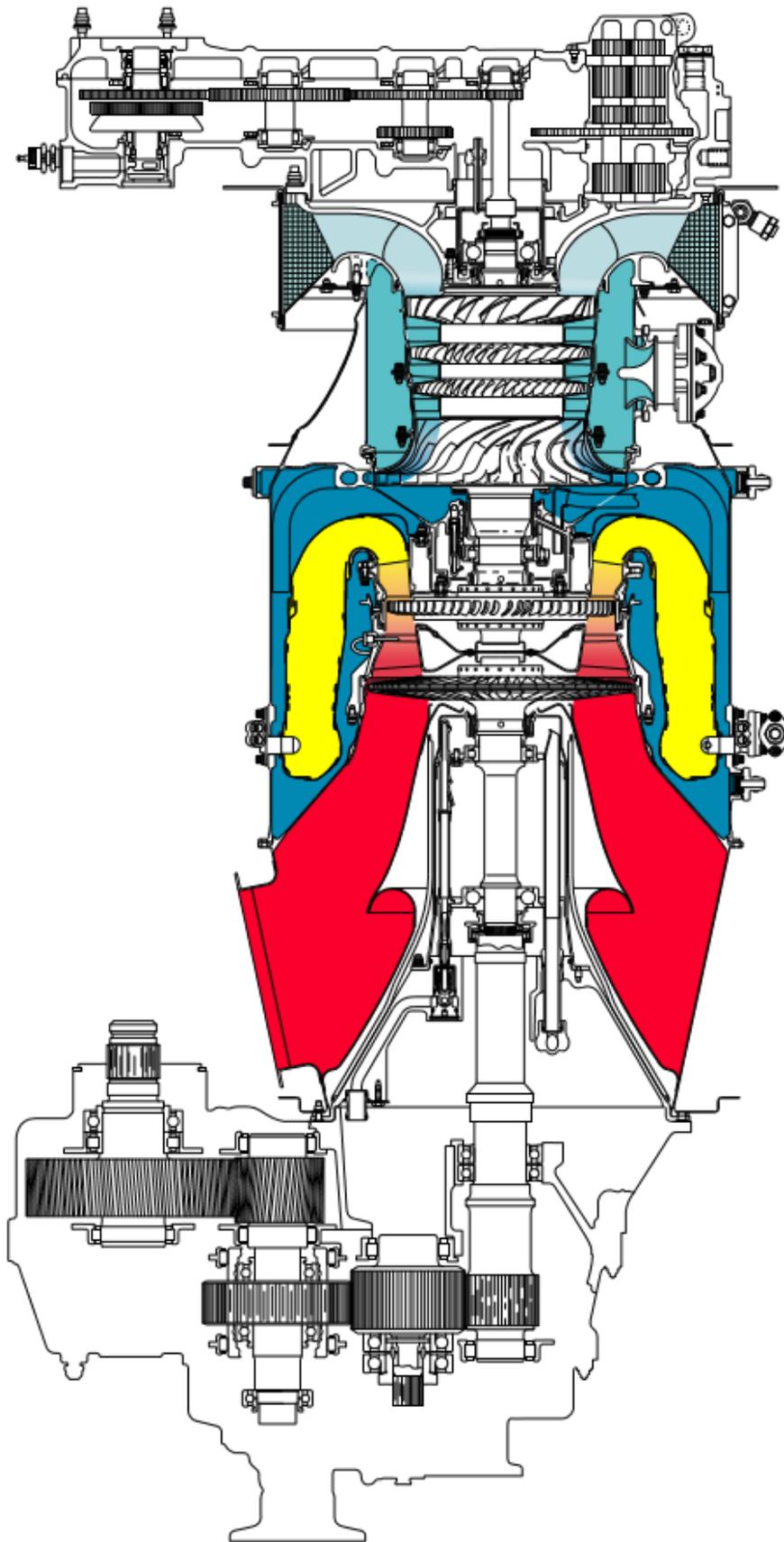


Рис. 4.17. Турбовальный двигатель Pratt & Whitney Canada PT6T

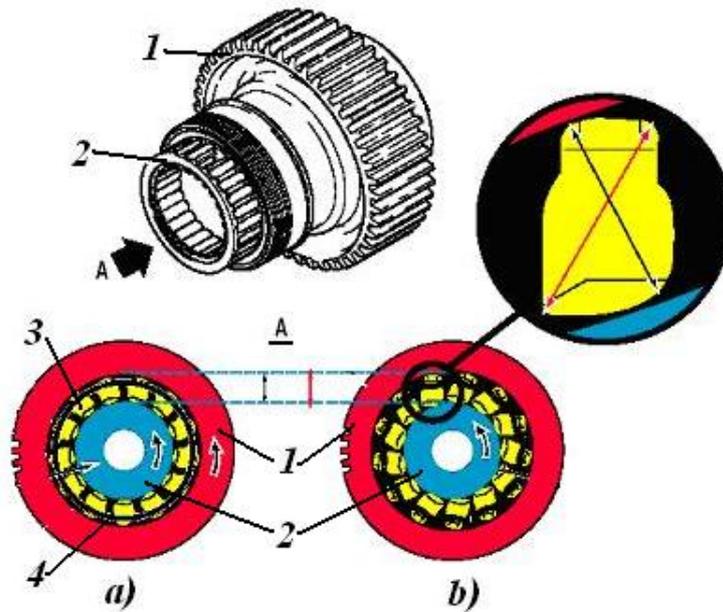
Связка из двух таких двигателей входят, например, в силовую установку вертолетов *Bell Helicopter/Agusta-Bell 212/412* или *Sikorsky S58*.

Конструкция двигателя *PT6T* подобна конструкции ТВД *PT6* и отличается от него, в основном, конструкцией редуктора. Это трехступенчатый простой редуктор (*Рис. 4.18*) с передаточным числом  $i = 5$  (передаточное число всей трансмиссии вертолета к несущему винту составляет 20,4).



*Рис. 4.18. Редуктор: 1 – ведомая шестерня 2-ой ступени; 2 – выходной вал; 3 – ведущая шестерня 3-ей ступени; 4, 7 – ведомые шестерни 1-ой ступени; 5 – входной вал; 6 – ведущая шестерня 1-ой ступени*

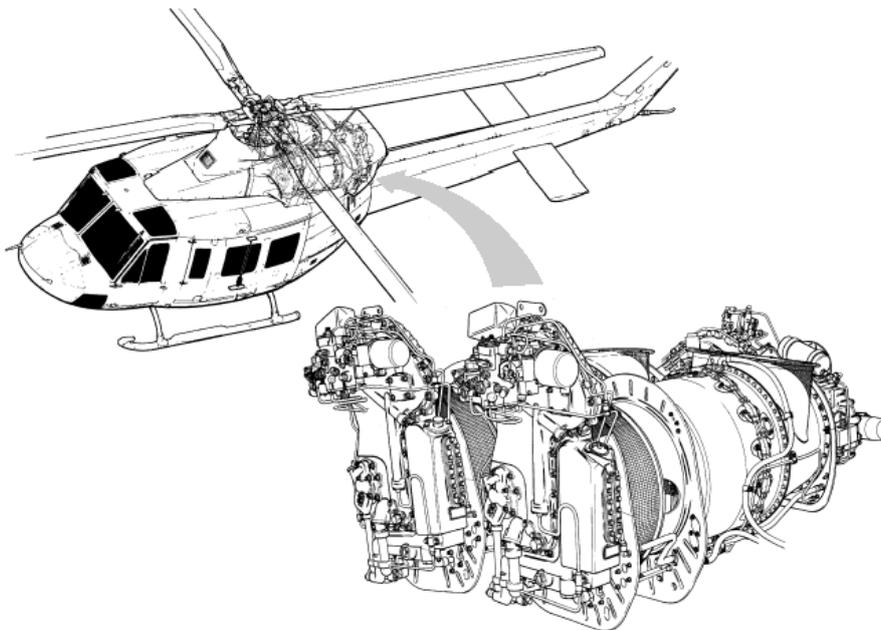
Редуктор объединяет оба двигателя в связку. Две первые ступени имеются на каждом из двигателей; при этом в ведомой шестерне второй ступени расположена брусковая обгонная муфта (*sprag clutch*; *Рис. 4.19*). С помощью третьей ступени крутящий момент от двух двигателей суммируется.



*Рис. 4.19. Брусовая обгонная муфта: 1 – ведомая шестерня 2-ой ступени; 2 – выходной вал обгонной муфты; 3 – брусок; 4 – пружина*

В связи с тем, что силовая установка состоит из двух двигателей и редуктора, ее подвеска к вертолету осуществляется (Рис. 4.20):

- узлами подвески, расположенными в нижней части коробки приводов каждого двигателя;
- двумя узлами подвески, расположенными в нижней части редуктора.



*Рис. 4.20. Размещение двигателей на вертолете*

Маслосистема силовой установки состоит из 3-х подсистем: двух отдельных маслосистем двигателей (*power section oil systems*) и общей для силовой установки маслосистемы редуктора (*reduction gearbox oil system*).

Маслосистема каждого двигателя (*Рис. 4.21*) выполнена по замкнутой схеме с “горячим” маслобаком и воздушно-масляным радиатором. Маслобак интегрирован в конструкцию двигателя (расположен в корпусе приводов).

Нагнетающая часть маслосистемы включает нагнетающий маслонасос, обратный и редукционный клапаны. Масло направляется по двум линиям:

- основной поток идет к воздушно-масляному радиатору и далее через маслофильтр на смазку и охлаждение опор и шестеренных зацеплений двигателя;

- дополнительный поток направляется к подогревателю топлива (*fuel heater*); этот поток сбрасывается в маслобак через специальный регулировочный клапан (*fine oil pressure adjusting valve*).

Откачивающая часть маслосистемы имеет 3 маслосборные полости, которые расположены:

- в нижней части редуктора (сюда также с помощью эжекторного насоса (*ejector pump*) перекачивается масло от подшипников свободной турбины);

- в корпусе подшипника No. 2;

- в коробке приводов.

Масло откачивается 3 маслонасосами:

- от подшипника No. 2 непосредственно в маслобак;

- из маслосборной полости редуктора – в полость коробки приводов;

- из полости коробки приводов – в маслобак.

В полостях редуктора и коробки приводов расположены стружкосигнализаторы.

Масляные полости редуктора (и опор свободной турбины) и опоры No. 2 суфлируются с полостью коробки приводов через систему откачки масла; полость коробки приводов соединяется с полостью маслобака, которая суфлируется с атмосферой через центробежный суфлер.

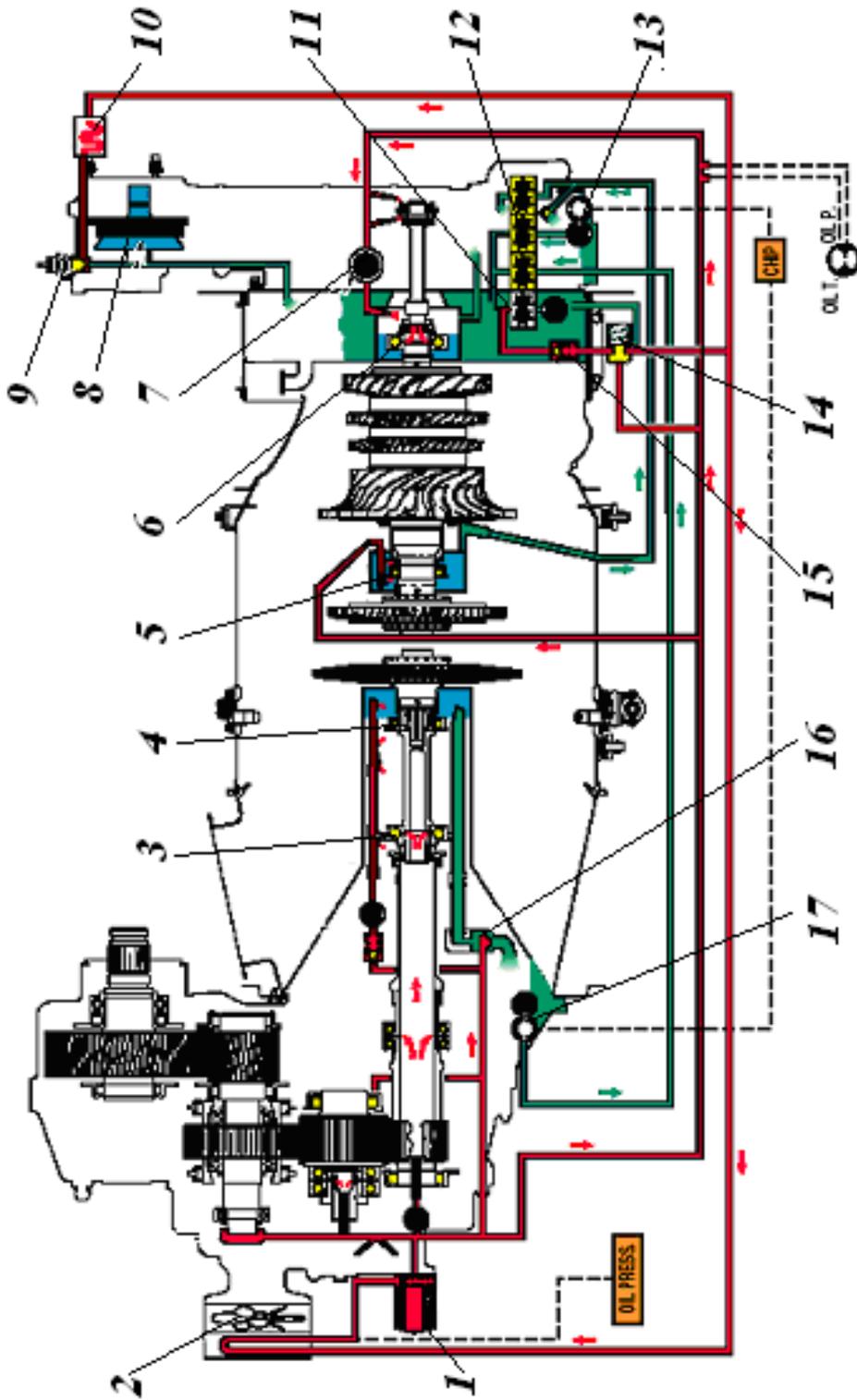


Рис. 4.21. Маслосистема двигателя: 1, 7 – фильтры; 2 – воздушно-масляный радиатор; 3 – опора No.4; 4 – опора No.3; 5 – опора No.2; 6 – опора No.1; 8 – центробежный суфлер; 9 – регулировочный клапан; 10 – подогреватель топлива; 11 – нагнетающий маслонасос; 12 – откачивающие маслонасосы; 13, 17 – стружкокогнитаторы; 14 – редукционный клапан; 15 – обратный клапан; 16 – эжекторный насос

Маслосистема редуктора (Рис. 4.22) предназначена для смазки и охлаждения суммирующей ступени редуктора. Система не имеет отдельного маслобака: полость для сбора и хранения масла интегрирована в конструкцию корпуса редуктора и расположенный в нижней его части. Кроме того, маслосистема включает нагнетающий маслонасос, воздушно-масляный радиатор, маслофильтр и регулировочный клапан.

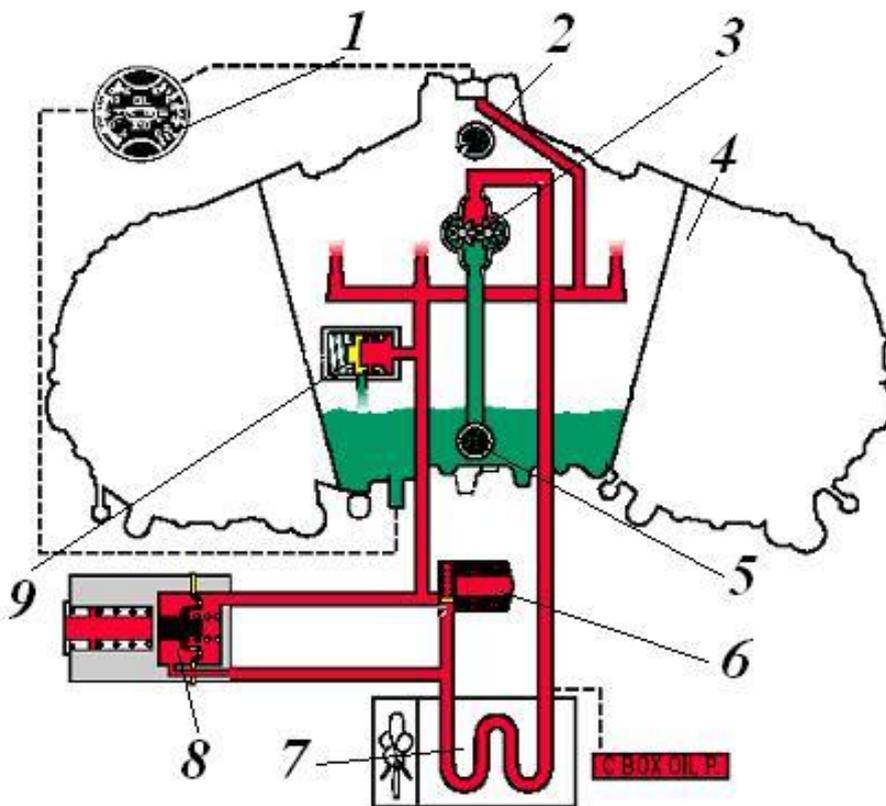


Рис. 4.22. Маслосистема редуктора: 1 – индикатор температуры и давления масла; 2 – суфлирующее отверстие; 3 – нагнетающий маслонасос; 4 – корпус редуктора; 5, 6 – фильтры; 7 – воздушно-масляный радиатор; 8 – индикатор засорения фильтра; 9 – регулировочный клапан

В отличие от маслосистем, рассмотренных ранее, которые иногда называются маслосистемами с «сухими» полостями (*“dry” oil system*), данная маслосистема относится к классу систем с «мокрыми» полостями (*“wet” oil system*). Не следует воспринимать этот вариант классификации дословно:

основным признаком первого варианта является наличие отдельного маслобака; во втором варианте отдельный маслобак отсутствует.

Топливная система двигателя включает подогреватель топлива (*fuel heater*), шестеренный топливный насос (*fuel pump*; с предварительным эжекторным насосом и топливным фильтром), систему регулирования подачи топлива, топливный аккумулятор (демпфер пульсаций давления топлива; *fuel surge damper*), распределитель топлива (*flow divider*) и 14 одноканальных (или двухканальных) рабочих форсунок (*fuel nozzles*).

Система регулирования подачи топлива (Рис. 4.23) представляет собой пример пневмо-гидро-механической (*pneumatic-hydraulic-mechanical*) системы и обеспечивает как ручной, так и автоматический варианты управления двигателем. Программа управления обеспечивает поддержание постоянной частоты вращения ротора свободной турбины ( $N_2$ ; и, следовательно, несущего винта). Изменение настройки заданного режима работы двигателя обеспечивается за счет изменения шага несущего винта (*collective pitch*).

Система управления состоит из:

- устройства ручного управления подачей топлива (*Manual Fuel Control unit (M.F.C.U.)*);
- устройства автоматического управления подачей топлива (*Automatic Fuel Control unit (A.F.C.U.)*), включающего регулятор частоты вращения ротора турбины и компрессора (*N1 governor*) и регулятор постоянства перепада давлений на дроссельной игле;
- регулятора частоты вращения ротора свободной турбины (*power turbine governor (N2 governor)*);
- регулятора крутящего момента (*torque control unit (T.C.U.)*).

Техническое обслуживание двигателя включает:

- оперативное техническое обслуживание (*line maintenance*);
- контроль горячей части двигателя (*hot section inspection*);
- обслуживание по тяжелым формам (*heavy maintenance*).

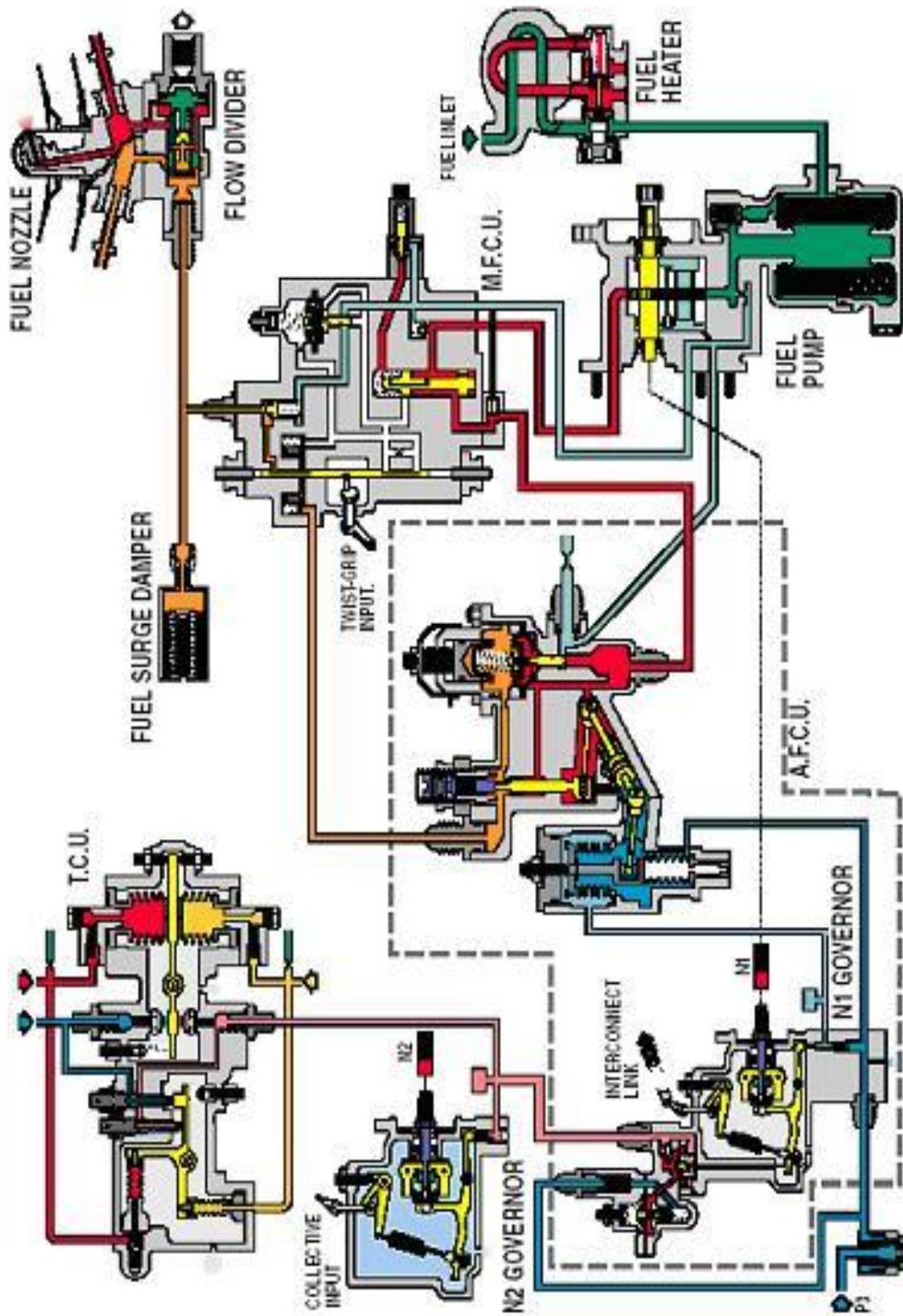


Рис. 4.23. Топливная система и система управления РТ6Т

## 5. ВИНТО-ВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Как известно, возможна классификация газотурбинных двигателей в зависимости от степени двухконтурности. В соответствии с этим параметром ТРД это двигатель, у которого степень двухконтурности  $m = 0$  (так как второй контур у него отсутствует). В ТРДД малой и большой степени двухконтурности  $m$  изменяется от 0,3 до 8...10. Для ТВД, если рассматривать поток, проходящий через проточную часть компрессора, камеры сгорания и турбины, как поток первого (внутреннего) контура, а воздушный поток, проходящий через воздушный винт, как поток второго (наружного) контура, их отношение (степень двухконтурности) составляет 50 и более. Полагая, что ТРДД большой степени двухконтурности могут достичь  $m = 10...15$  без принципиального изменения их схемы и конструкции, можно видеть, что остается диапазон степеней двухконтурности по меньшей мере от 15...20 до 50...70, где необходимы другие, отличные от классических ТВД и ТРДД схемные и конструктивные решения. Таким образом, двигатели со степенью двухконтурности в этом диапазоне можно рассматривать как особый тип газотурбинных двигателей – эти двигатели получили название турбовинто-вентиляторных (ТВВД) или винто-вентиляторных. Для двигателей со степенью двухконтурности 10...25 иногда применяется другое наименование: «двигатель со сверхвысокой степенью двухконтурности» (*ultra-high bypass; UHB*).

Основным достоинством ТВВД является возможность снижения удельного расхода топлива: по расчетам это снижение может составить 30...40% по сравнению с ТРДД большой степени двухконтурности, что при росте цен на топливо может оказаться чрезвычайно важным для дальнейшего развития ГТД. Дополнительным преимуществом ТВВД является снижение шума, создаваемого силовой установкой.

Следует заметить, что данный способ классификации в определенной мере является условным, так как величины степеней двухконтурности для

различных типов двигателей пересекаются. В этой связи с анализом винто-вентиляторных двигателей возникают определенные проблемы, так как один и тот же винто-вентиляторный двигатель по одним особенностям может рассматриваться как ТРДД большой степени двухконтурности, а по другим – как ТВД. Тем не менее, основной особенностью ТВВД является наличие движителя особого типа, который называется винто-вентилятором.

Существуют два основных варианта винто-вентиляторных двигателей, в зависимости от расположения винто-вентилятора: он может быть размещен в передней или задней части двигателя.

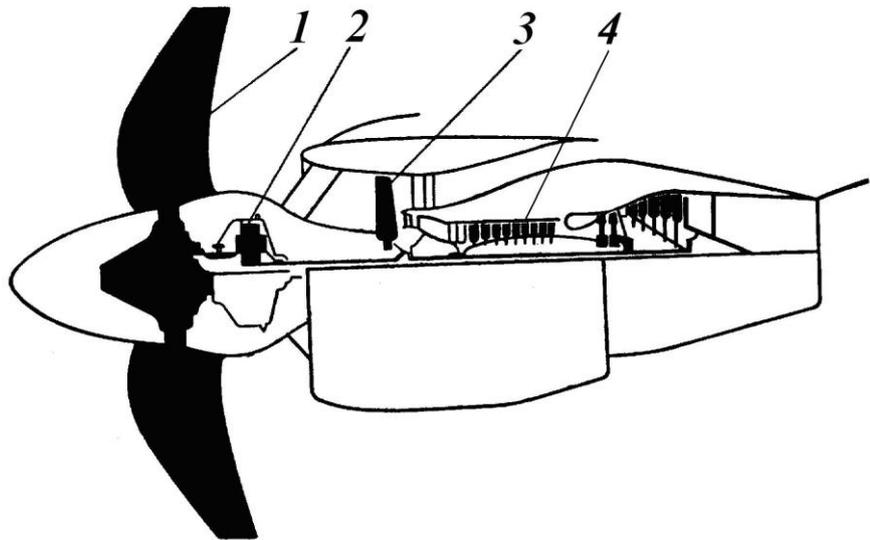
При переднем расположении винто-вентилятора возможны следующие схемы:

- со свободным (незакапотированным или бескорпусным (*Unducted Fan (UDF)*); *Рис. 5.01*) или закапотированным (т.е., размещенным в корпусе; *Рис. 5.02* и *5.03*) винто-вентилятором;

- с одноступенчатым (*Рис. 5.01*) или двухступенчатым (*Рис. 5.02* и *5.03*) винто-вентилятором (в двухступенчатой схеме винто-вентиляторы вращаются в противоположные стороны).

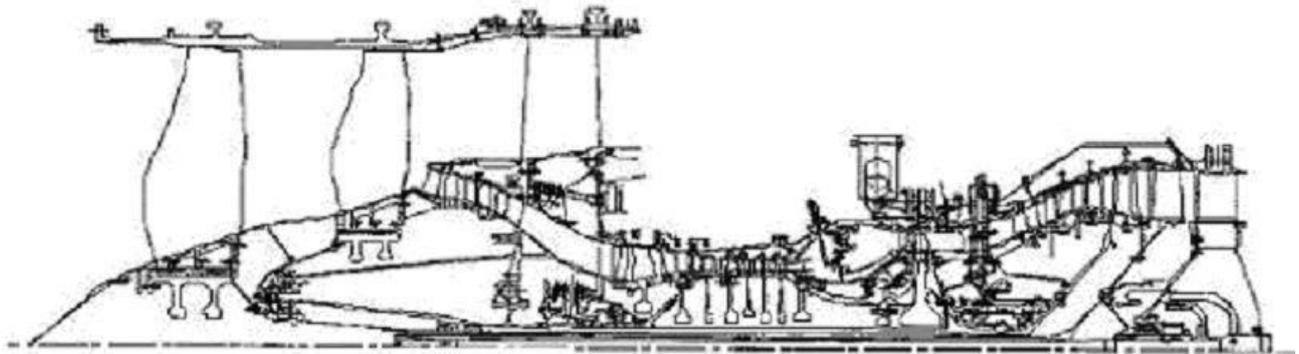
Увеличение степени двухконтурности ведет, как указывалось ранее, к росту несоответствия между оптимальными частотами вращения вентилятора и турбины – в результате число ступеней турбины и ее масса растет. Поэтому целесообразно или повышать частоту вращения вентилятора или устанавливать редуктор между турбиной и вентилятором. Таким образом, возможны как схема прямого привода винто-вентилятора (*Рис. 5.02*), так и схема привода винто-вентилятора через редуктор (*Рис. 5.01* и *5.03*).

Повышения КПД двигателя можно достигнуть и за счет управления шагом рабочих лопаток винто-вентилятора – соответственно возможны схемы винто-вентилятора с неизменным положением его рабочих лопаток/лопастей (винто-вентилятор



*Рис. 5.01. ТВВД (трехконтурный ГТД) с передним расположением винто-вентилятора и редукторным приводом: 1 – винто-вентилятор; 2 – редуктор; 3 – дополнительная ступень вентилятора; 4 – газогенератор*

постоянного шага; *Рис. 5.02)* и винто-вентилятор с рабочими лопатками/лопастями изменяемого шага (*Рис. 5.01* и *5.03*).



*Рис. 5.02. Биротативный ТВВД*

При заднем расположении винто-вентилятора обычно предлагается схема двухступенчатого винто-вентилятора изменяемого шага.

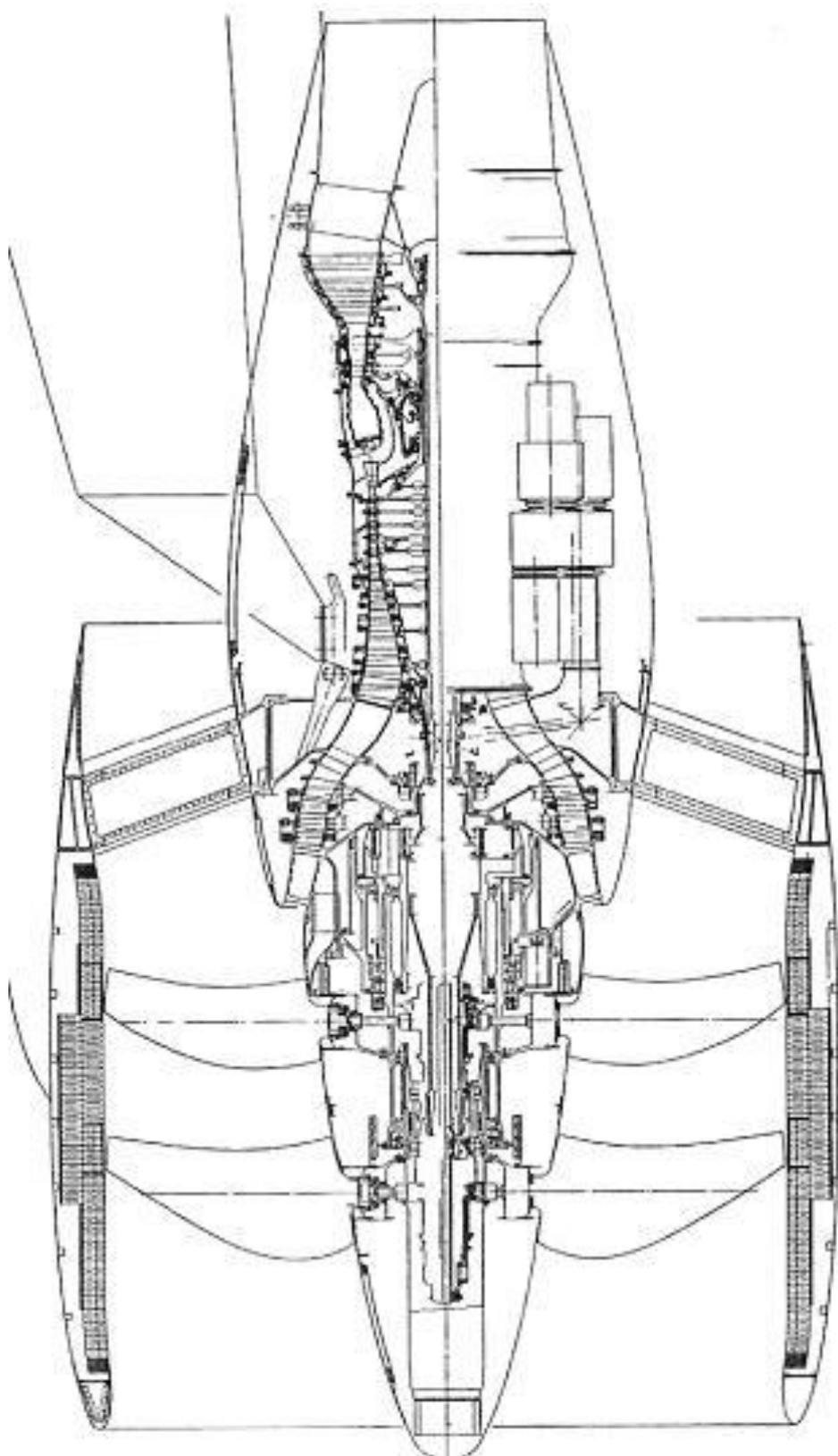
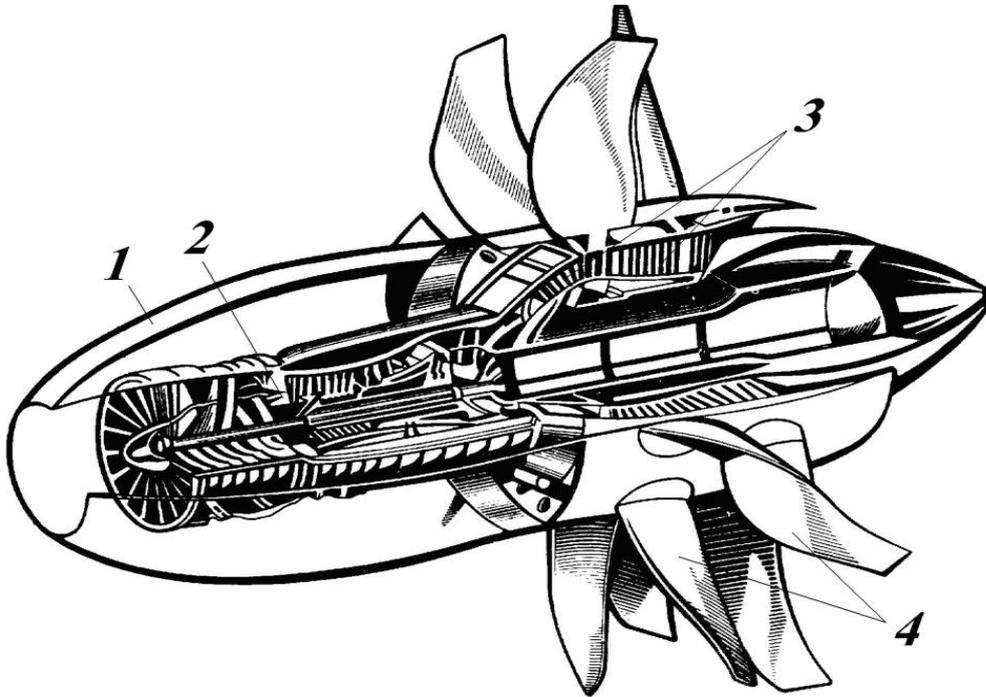


Рис. 5.03. Проект ТВВД с передним винто-вентилятором (схема CRISP на базе ТРДД PW2000)

Его привод может осуществляться или непосредственно от турбины винто-вентилятора (прямой газодинамический привод (*direct drive*); *Рис. 5.04*) или через редуктор (редукторный привод (*reduction gear drive*); *Рис. 5.05*).

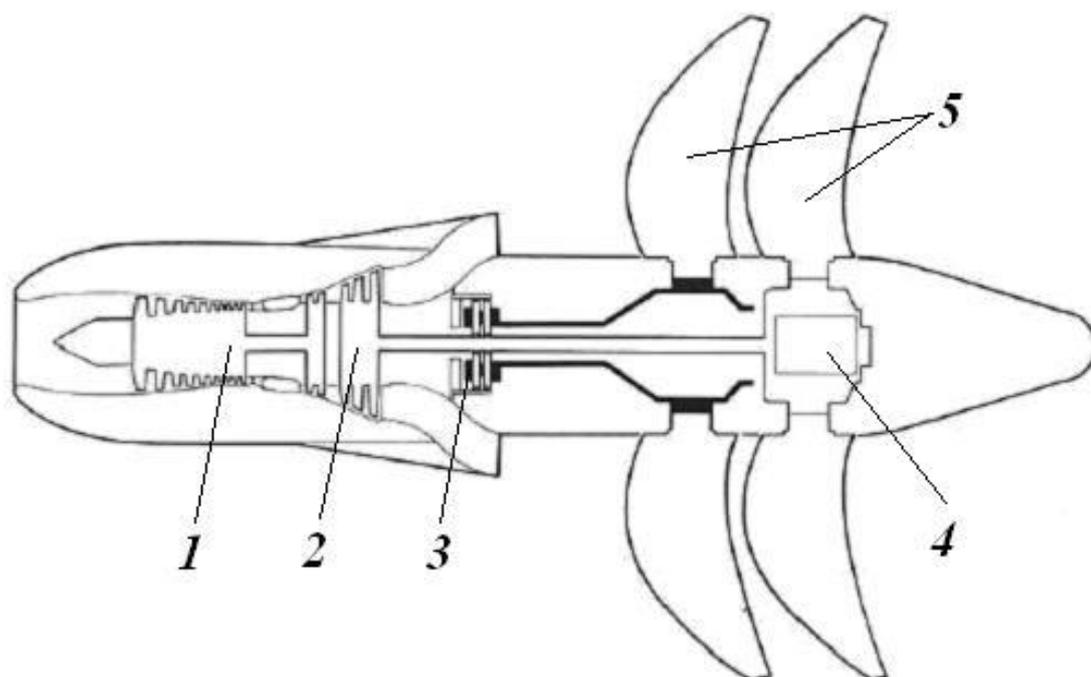


*Рис. 5.04. ТВВД с задним расположением винто-вентилятора и безредукторным приводом: 1 – мотогондола; 2 – газогенератор; 3 – биротативная турбина; 4 – лопасти винто-вентилятора*

Анализ приведенных схем показывает, что любой ТВВД состоит из двух основных частей: газогенератора и винто-вентилятора. Схемы и особенности конструкции газогенератора практически не отличаются от газогенераторов ТВД и ТРДД большой степени двухконтурности. Основное отличие ТВВД заключается в конструкции винто-вентилятора, который может рассматриваться или как развитие обычного воздушного винта или как трансформацию вентилятора ТРДД большой степени двухконтурности.

По сравнению с обычным воздушным винтом значительно возрастает нагрузка на винто-вентилятор (при одном и том же диаметре). Это может быть

достигнуто за счет увеличения числа его лопастей/рабочих лопаток и скорости вращения винто-вентилятора.



*Рис. 5.05. ТВВД с задним расположением винто-вентилятора и редукторным приводом: 1 – газогенератор; 2 – турбина винто-вентилятора; 3, 4 – редукторы; 5 – винто-вентилятор*

Так, если число лопастей обычного воздушного винта не превышает 4...5, то количество лопастей винто-вентилятора может достигать до 10...12 и более. Частота вращения обычного воздушного винта лежит в диапазоне 800...1500 об/мин (иногда доходя до 2000...2200 об/мин на взлетном режиме). При этом скорость на конце лопасти не превышает 0,7М – при большей скорости резко возрастают гидравлические потери и К.П.Д. воздушного винта стремительно падает. Для увеличения частоты вращения винто-вентилятора и сохранения его эффективности используют стреловидные профили лопастей с малой толщиной. Так как линейная скорость вращения растет от корня к периферии лопасти, то угол стреловидности увеличивается, доходя на конце лопасти до 30...50°. В результате нагрузка на винто-вентилятор возрастает в 2,5...4,0 раза по сравнению с обычным воздушным винтом, а также повышается критическое число  $M$ , что способствует снижению аэродинамических потерь.

Хотя идея и первая конструкция винто-вентилятора была реализована в 1945 г., реальное создание винто-вентиляторных двигателей началась в США, СССР, Японии, Великобритании и Франции в 80-х годах прошлого века. Несмотря на множество вариантов, определенные успехи в их разработке и несомненную эффективность ТВВД к настоящему времени можно указать только две завершённые конструкции (остальные существуют в виде идей, проектов, опытных или демонстрационных экземпляров). Это ТВВД *НК-93*, созданный Самарским НТК им. Н.Д. Кузнецова, и ТВВД *Д-27*, разработанный Запорожским МКБ «Прогресс».

ТВВД *Николай Кузнецов НК-93* (рис.5.06), представляет собой трехвальный двигатель с передним расположением винто-вентилятора (тяга – 18000 кгс; степень двухконтурности – 16,7; удельный расход топлива – 0,49 кг/кгс час). Газогенератор данного ТВВД состоит из 7-ступенчатого компрессора НД и 8-ступенчатого компрессора ВД (общая степень сжатия – 37), каждый из которых приводится во вращение одноступенчатой турбиной, и кольцевой камеры сгорания. Газ от газогенератора поступает к 3-ступенчатой турбине винто-вентилятора, которая через редуктор обеспечивает вращение винто-вентилятора.

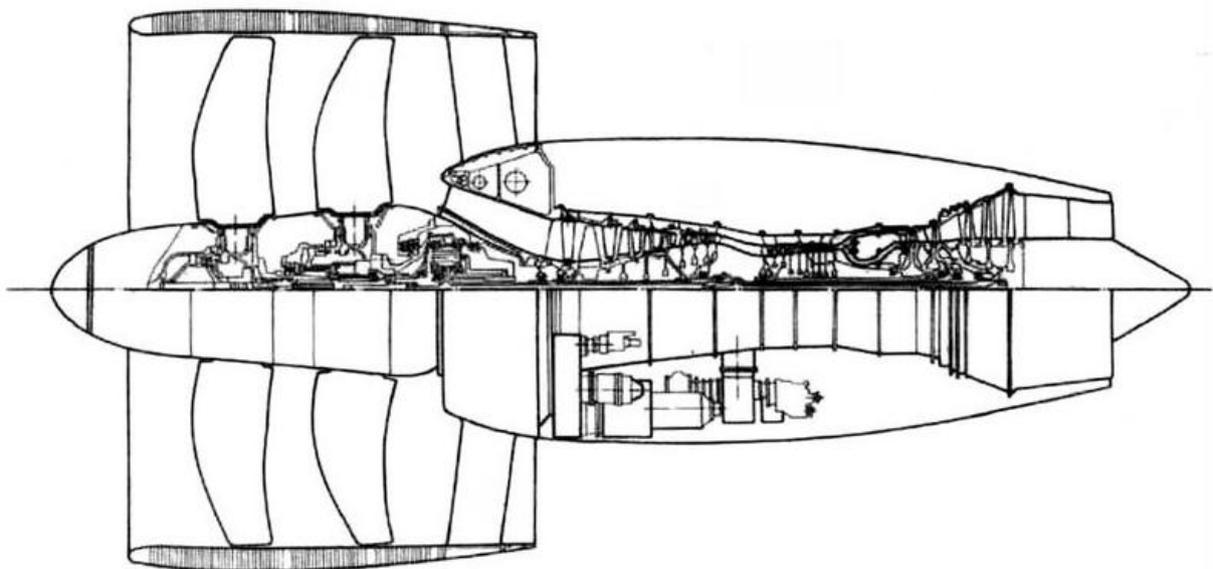


Рис. 5.06. Схема ТВВД НК-93

Двухступенчатый винто-вентилятор *СВ-92* (*Рис. 5.07*) изменяемого шага расположен в корпусе вентилятора (т.е., применена схема закапотированного винто-вентилятора). Его привод осуществляется через планетарно-дифференциальный редуктор, обеспечивающий разделение мощностей между ступенями винто-вентилятора (т.е., применена схема непрямого привода); таким образом, винты винто-вентилятора вращаются в противоположные стороны. Передняя ступень винто-вентилятора имеет 8, а задняя – 10 лопастей с углом стреловидности до 30°.

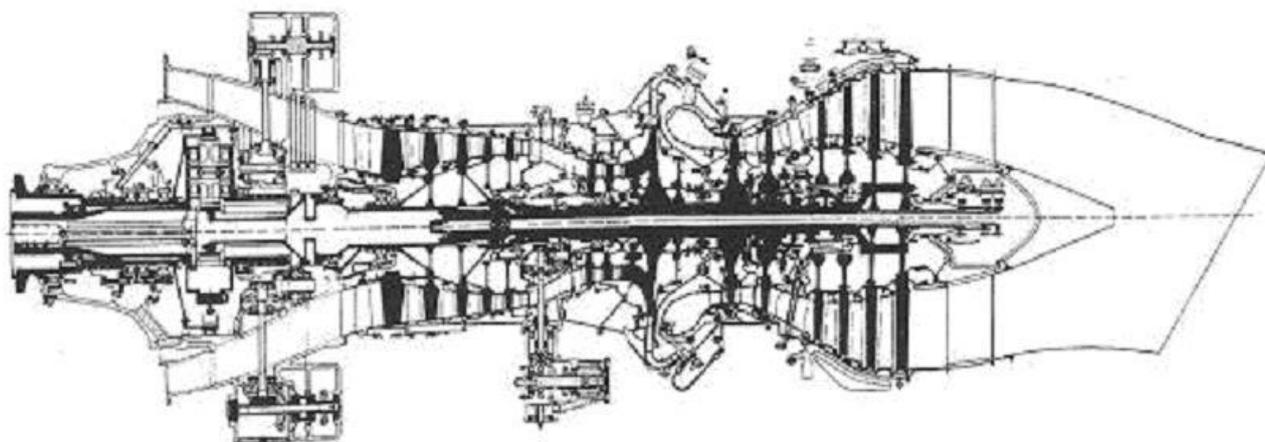
Работы над этим ТВВД начались в 1988 г.; в 1992 г. он прошел испытания. Двигатель предназначался для пассажирских самолетов *Ильюшин Ил-96М* и *Туполев Ту-204*. К сожалению, экономические проблемы в России практически остановили работы над этим проектом.



*Рис. 5.07. Закапотированный винто-вентилятор ТВВД НК-93*

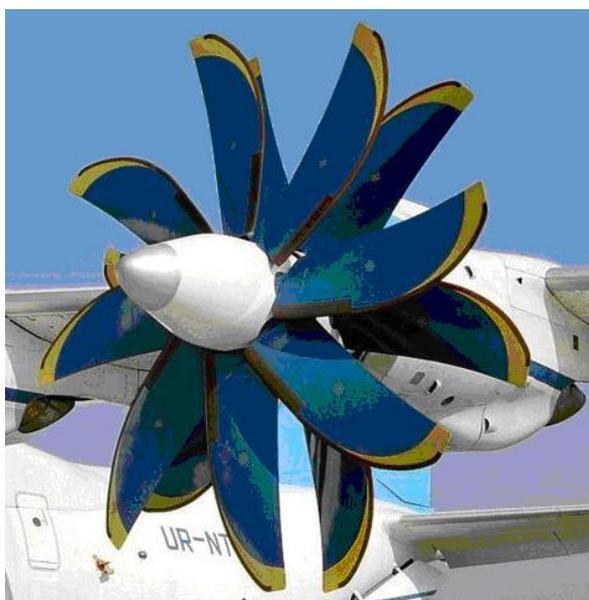
Двигатель *Д-27* (мощность – 14000 л.с.; *Рис. 5.08*) выполнен по схеме ТВВД со свободным (незакапотированным) двухступенчатым винто-вентилятором, расположенным в передней части двигателя (диаметр винто-вентилятора – 4,49 м). Передний винто-вентилятор имеет 8, задний – 6 стреловидных лопастей; лопасти выполнены из композитного материала (см., *Рис. 5.09*).

Газогенератор данного ТВВД состоит из пятиступенчатого компрессора НД и осецентрибежного (2 осевых ступени и центробежная ступень) компрессора ВД (общая степень сжатия – 22,9), приводимых во вращение одноступенчатыми турбинами, и кольцевой укороченной камеры сгорания.



*Рис. 5.08. Газогенератор ТВВД Д-27*

Мощность от четырехступенчатой турбины винто-вентилятора через планетарно-дифференциальный редуктор передается на двухступенчатый винто-вентилятор, винты которого вращаются в противоположные стороны.



*Рис. 5.09. Винто-вентилятор ТВВД Д-27*

Испытания ТВВД Д-27, предназначенного для самолета *Антонов Ан-70* (силовая установка состоит из 4 двигателей), начались в 1991 г. В настоящее время он является единственным серийно эксплуатируемым ТВВД в мире.

Нетрудно по приведенным выше данным отметить, что ТВВД различными фирмами рассматриваются или как ТРДД большой степени двухконтурности или как ТВД. Так, основной характеристикой двигателя *НК-93* (с закапотированным винто-вентилятором) является тяга, т.е., он рассматривается как ТРДД. В то же время двигатель Д-27 (с бескорпусным винто-вентилятором) характеризуется мощностью, т.е., фирма рассматривает его как ТВД. В этой связи можно

заметить, что некоторые исследователи считают первым винто-вентиляторным двигателем советский ТВД *Николай Кузнецов НК-12*, который имел два соосных винта, вращающихся в противоположные стороны. Этот двигатель, в частности, применялся на пассажирском самолете *Туполев Ту-114*.

В заключение отметим, что некоторые аналитики считают, что ТВВД не существует вообще: они полагают, что это или ТВД с воздушным винтом специальной конструкции или ТРДД сверхвысокой степени двухконтурности. Каждый читатель может сам определить свое мнение по этим вопросам.

## ТЕРМИНОЛОГИЧЕСКИЙ СЛОВАРЬ

- авиация гражданская – *civil aviation*  
автомат запуска – *starting regulator*  
агрегаты, заменяемые без съема двигателя с летательного аппарата – *line replaceable units (LRU)*  
азотирование – *nitriding*  
анализ масла спектральный – *spectrum oil analysis*  
анализ трендов – *trend analysis*  
аппарат входной направляющий (ВНА) – *inlet guide vanes (IGV)*  
аппарат направляющий (лопаточный) – *guide vanes*  
бандажирование кольцевое – *circular shrouding*  
баростат – *barostat*  
бачок суфлерный – *vent tank*  
бобышка – *boss*  
болт призонный – *tight-fitting bolt*  
болт стяжной – *tie bolt*  
бустер – *booster*  
вал гибкий – *flexible shaft*  
вентилятор задний – *aft fan*  
вентилятор незакапотированный – *unducted fan (UDF)*  
вентилятор передний – *forward fan*  
винт воздушный – *propeller*  
винт изменяемого шага (ВИШ) – *variable pitch propeller*  
винты воздушные, вращающиеся в противоположные стороны – *counterrotating propeller*  
ВНА двухпозиционный – *two-position IGV*  
воздухоотделитель – *de-aerator*  
воздухоотделитель центробежный – *centrifugal de-aerator*  
воспламенитель – *pilot burner*  
втулка промежуточная – *intermediate sleeve*  
втулка шлицевая – *spline sleeve*  
выемка – *recess*  
газогенератор – *gas generator, engine core*  
газосборник – *nozzle box*  
гидрозамедлитель – *hydraulic acceleration/deceleration limiter*  
гидромеханический – *hydro-mechanical*  
гидроусилитель – *hydraulic amplifier, servomotor*  
глушитель шума – *noise suppressor*  
головка жаровой трубы – *liner head, can head*  
давление – *pressure*  
давление воздуха за компрессором – *compressor discharge pressure (CDP)*  
датчик – *sensors*  
двигатель – *engine*  
двигатель винто-вентиляторный – *propfan*  
двигатель внутреннего сгорания – *internal combustion engine*  
двигатель воздушного охлаждения – *air-cooled engine*  
двигатель газотурбинный – *gas turbine engine*  
двигатель с непосредственным впрыском топлива – *direct injection engine*  
двигатель с форсажом – *afterburning engine*  
двигатель со сверхвысокой степенью двухконтурности – *ultra-high bypass (UHB)*  
движитель – *propulsor*  
двухроторный – *dual-rotor, twin-spool*  
двухступенчатый – *two-stage*  
действительное (значение) – *actual*  
демпфер – *damper*  
демпфер масляный – *oil film damper*  
демпфер пульсаций давления топлива – *fuel surge damper*  
дефлектор вращающийся – *cover plate*  
диффузор – *diffuser*  
диффузор изогradientный – *isogradiential diffuser*  
диффузор конический – *conical diffuser*  
диффузор срывного типа – *dump diffuser*  
завихритель – *swirl nozzles*  
заданное (значение) – *target*  
заклепка – *rivet*  
заслонка перепуска воздуха – *bleed valve*  
золотник – *pilot valve*  
игла дозирующая – *metering valve*  
измеритель крутящего момента (ИКМ) – *torquemeter*  
камера сгорания – *combustion chamber, combustor*  
камера сгорания двухзонная – *double-zone (double-annular) combustor*  
камера сгорания испарительная – *vaporizing combustion chamber*

- камера сгорания кольцевая – *annular combustion chamber*  
камера сгорания противоточная – *reverse-flow combustion chamber*  
камера сгорания прямоточная – *through-flow combustion chamber*  
камера сгорания трубчатая – *multiple-can combustion chamber*  
камера сгорания трубчато-кольцевая – *cannular combustion chamber*  
камера сгорания укороченная – *short-length combustion chamber*  
камера смешения – *mixing chamber*  
камера форсажная – *afterburner, afterburning combustion chamber*  
канавка – *groove*  
канал диффузорный – *divergent channel*  
канал расширяющийся – *divergent channel*  
канал сужающийся – *convergent channel*  
картер – *crankcase*  
клапан постоянного давления – *constant pressure valve*  
клапан предохранительный – *relief valve*  
клапан редуцирующий – *regulating valve*  
кольцо масляное – *oil control ring*  
компрессор – *compressor*  
компрессор осевой – *axial-flow compressor*  
компрессор центробежный – *centrifugal-flow compressor*  
компрессор центробежный с односторонней крыльчаткой – *single-side centrifugal-flow compressor*  
конец (лопатки) утонченный – *squeeler tip*  
конструкция барабанная – *drum-type design*  
конструкция барабанно-дисковая – *drum/disc design*  
конструкция дисковая – *disc-type design*  
контроль – *checking, inspection*  
контроль бороскопический – *borescope inspection*  
контроль радиоизотопный – *radio isotope inspection*  
контроль рентгеновский – *X-ray inspection*  
контур второй – *secondary duct*  
контур первый – *primary duct*  
коробка приводов агрегатов – *accessory gearbox (AGB)*  
коробка приводов промежуточная – *transfer gearbox (TGB)*  
корпус камеры сгорания – *combustor casing*  
корпус компрессора – *compressor casing*  
корпус компрессора передний – *forward compressor casing*  
корпус подшипника – *bearing housing*  
корпус промежуточный – *intermediate casing*  
корпус турбины – *turbine casing*  
корпус турбины задний – *turbine exhaust casing*  
корытце – *concave*  
К.П.Д. воздушного винта – *propeller efficiency*  
К.П.Д. тяговый – *thrust efficiency*  
кран дозирования топлива – *fuel metering valve*  
кран дроссельный – *throttle valve*  
кромка задняя – *trailing edge*  
кромка передняя – *leading edge*  
лента перепуска – *bleed band*  
литье с направленной кристаллизацией – *directionally solidified casting*  
лопасть винта – *propeller blade*  
лопатка-диск (монокристаллическая конструкция) – *blisk*  
лопатка-кольцо (с силовым кольцом вместо диска) – *bring*  
лопатка компрессора рабочая – *compressor blade*  
лопатка монокристаллическая – *single-crystal blade*  
лопатка турбины рабочая – *turbine blade*  
лопатка турбины сопловая – *turbine guide nozzle*  
лопатки бесполочные – *shroudless blades*  
лопатки направляющие поворотные – *variable stator vanes (VSV)*  
лопатки широкохордные – *wide-chord blades*  
маслобак – *oil tank*  
маслосистема – *lubrication system*  
маслосистема с «мокрой» полостью – *“wet” oil system*  
маслосистема с «сухой» полостью – *“dry” oil system*  
машина тепловая – *heat machine*  
механизм блокирующий – *locking mechanism*  
механизм шариковинтовой – *ball screw actuator*  
модуль – *module*

модуль главный – <i>major module</i>	подшипник передний – <i>front bearing</i>
мотор шестеренный – <i>gear motor</i>	подшипник радиальный – <i>radial bearing</i>
мощность эквивалентная – <i>equivalent horsepower</i>	подшипник роликовый – <i>roller bearing</i>
муфта кулачковая обгонная – <i>sprag clutch</i>	подшипник шариковый – <i>ball bearing</i>
муфта соединительная – <i>shaft coupling</i>	подсистема нагнетания – <i>pressure subsystem</i>
нагнетатель – <i>supercharger</i>	подсистема откачки – <i>scavenge subsystem</i>
напыление плазменное – <i>plasma spraying</i>	подсистема суфлирования масляных полостей – <i>vent (breathing) subsystem</i>
наработка двигателя – <i>engine life</i>	подогреватель топлива – <i>fuel heater</i>
насос высокого давления – <i>high-pressure pump</i>	полка бандажная (в проточной части) – <i>mid-span shroud</i>
насос колесный – <i>vane-type pump, gate-type pump</i>	полка бандажная (на конце лопатки) – <i>tip shroud</i>
насос нагнетающий – <i>pressure pump</i>	полость маслосборная – <i>oil sump</i>
насос низкого давления – <i>low-pressure pump</i>	поршень – <i>piston</i>
насос откачивающий – <i>scavenge pump</i>	поток воздуха вторичный (в камере сгорания) – <i>secondary airflow</i>
насос плунжерный – <i>plunger-type pump</i>	прокладка теплоизоляционная – <i>thermal insulation blanket</i>
насос подкачки (подпитки) – <i>booster pump</i>	против часовой стрелки – <i>counterclockwise</i>
насос флюгерный – <i>feathering pump</i>	радиатор воздушно-масляный – <i>air-cooled oil cooler</i>
насос центробежный – <i>centrifugal pump</i>	радиатор топливо-масляный – <i>fuel-cooled oil cooler</i>
насос шестеренного типа – <i>gear-type pumps</i>	рама камеры сгорания – <i>combustor frame</i>
насос шестеренный внутреннего зацепления – <i>gerotor pump</i>	рама кольцевая – <i>circular frame</i>
настройка постоянная – <i>constant setting</i>	рампа шарнирная – <i>hinged ramp</i>
натяг – <i>tightness</i>	распределитель топлива – <i>flow divider</i>
обслуживание по тяжелым формам – <i>heavy maintenance</i>	расход воздуха – <i>airflow</i>
обслуживание техническое плановое – <i>scheduled airline maintenance</i>	расход топлива – <i>fuel flow</i>
обслуживание техническое по состоянию – <i>on-condition airline maintenance</i>	расход топлива удельный тяговый – <i>thrust specific fuel consumption (TSFC)</i>
ограничитель – <i>limiter, restrictor</i>	ребро жесткости – <i>stiffener, rib</i>
ограничитель крутящего момента – <i>torque limiter</i>	регулятор – <i>governor, regulator, controller</i>
однороторный – <i>single-rotor, single-spool</i>	регулятор малого газа – <i>idle regulator</i>
осмотр визуальный – <i>visual inspection</i>	регулятор оборотов – <i>RPM governor, speed governor</i>
отношение передаточное (редуктора) – <i>gear ratio</i>	регулятор постоянного перепада давлений – <i>constant pressure drop regulator, pressure regulating valve, differential pressure regulator</i>
охлаждение воздушное – <i>air cooling</i>	регулятор приемистости – <i>acceleration limiter</i>
охлаждение воздушное пленочное – <i>film air cooling</i>	регулятор частоты вращения – <i>speed regulator</i>
паз продольный – <i>longitudinal slot</i>	регулятор центробежный – <i>centrifugal regulator</i>
панель акустическая – <i>acoustical panel</i>	редуктор – <i>reduction gear, gearbox</i>
перо лопатки – <i>airfoil section</i>	
платформа – <i>platform</i>	
по часовой стрелке – <i>clockwise</i>	
подшипник задний – <i>rear bearing</i>	
подшипник опорно-упорный – <i>radial/thrust bearing</i>	

редуктор планетарный – <i>planetary (epicyclic) reduction gear</i>	соединение резьбовое – <i>threaded coupling</i>
ротор высокого давления (ВД) – <i>high-pressure (HP) rotor</i>	соединение со скольжением – <i>slip joint</i>
ротор двигателя – <i>engine rotating assembly, engine rotor</i>	сопла отдельные – <i>separate jet nozzles</i>
ротор компрессора – <i>compressor rotating assembly, compressor rotor</i>	сопло вторичное – <i>secondary nozzle</i>
ротор низкого давления (НД) – <i>low-pressure (LP) rotor</i>	сопло объединенное – <i>common exhaust nozzle</i>
ротор трехопорный – <i>three-supported rotor</i>	сопло первичное – <i>primary nozzle</i>
ротор турбины – <i>turbine rotating assembly, turbine rotor</i>	сопло реактивное регулируемое – <i>variable jet nozzle</i>
рычаг останова – <i>shut off lever</i>	сопло смешительное – <i>dilution nozzle</i>
рычаг управления двигателем – <i>power lever</i>	сопло сужающееся – <i>convergent nozzle</i>
рычажный – <i>leverage</i>	спинка – <i>convex</i>
самолет пассажирский сверхзвуковой – <i>supersonic passenger aircraft</i>	спиральный – <i>helical</i>
сварка электронно-лучевая – <i>electron beam welding (EBW)</i>	сплав алюминиевый – <i>Al-alloy</i>
сверление лазерное – <i>laser drilling</i>	сплав никелевый – <i>Ni-alloy</i>
свеча зажигания – <i>spark plug</i>	сплав титановый – <i>Ti-alloy</i>
связь обратная – <i>feedback link</i>	стабилизатор пламени – <i>flameholder</i>
сегмент – <i>segment</i>	стабилизатор пламени желобковый – <i>gutter flameholder</i>
седло клапана – <i>valve seat</i>	сталь легированная – <i>alloy steel</i>
семейство двигателей – <i>engine family</i>	стенка гофрированная – <i>corrugated wall</i>
сервопоршень – <i>actuator, servopiston</i>	стенка перфорированная – <i>perforated wall</i>
система автоматическая – <i>automatic system</i>	степень двухконтурности – <i>bypass ratio</i>
система активного управления зазорами – <i>active clearance control system</i>	степень сжатия компрессора – <i>compressor pressure ratio</i>
система замкнутая – <i>closed-loop system</i>	стойка – <i>strut</i>
система коротко-замкнутая – <i>short-closed system</i>	стойка наклонная – <i>slanted strut</i>
система незамкнутого типа – <i>open-loop system</i>	стружкосигнализатор – <i>chip detector</i>
система с «горячим» баком – <i>“hot tank” system</i>	ступень сверхзвуковая – <i>supersonic stage</i>
система с «холодным» баком – <i>“cold tank” system</i>	суфлер – <i>de-oiler</i>
система управления двигателем – <i>engine control system</i>	суфлер центробежный – <i>centrifugal de-oiler, rotating air/oil separator</i>
система флюгирования – <i>feathering system</i>	ТВД – <i>turboprop</i>
система флюгирования по крутящему моменту – <i>positive torque feathering system</i>	ТВД с обратной компоновкой – <i>inverted turboprop</i>
система флюгирования по отрицательной тяге – <i>drag-actuated feathering system</i>	ТВД с одиночным винтом – <i>single-propeller turboprop</i>
скорость полета – <i>airspeed</i>	температура газов перед турбиной – <i>turbine entry temperature (TET)</i>
смеситель – <i>mixer</i>	температура воздуха на входе в компрессор – <i>compressor inlet temperature (CIT)</i>
соединение «вилочное» – <i>fork joint</i>	ТРД – <i>turbojet</i>
соединение «елочка» – <i>fir-tree joint</i>	ТРД с форсажом – <i>afterburning turbojet</i>
	ТРДД – <i>turbofan</i>
	ТРДД большой степени двухконтурности – <i>high bypass ratio turbofan</i>
	ТРДД малой степени двухконтурности – <i>low bypass ratio turbofan</i>
	ТРДД редукторный – <i>geared turbofan</i>

ТРДД с укороченным вторым контуром – <i>short-ducted turbofan</i>	устройство входное регулируемое – <i>variable intake</i>
ТРДД со вторым контуром по всей длине двигателя – <i>fully-ducted turbofan</i>	устройство множительное – <i>multiplying device</i>
трехроторный – <i>triple-spool</i>	устройство реверсивное – <i>thrust reverser</i>
труба жаровая – <i>flame tube</i>	устройство суммирующее – <i>summation device</i>
труба жаровая кольцевой камеры сгорания – <i>liner</i>	форсунка рабочая (топливная) – <i>fuel spray nozzle</i>
труба жаровая трубчатой или трубчато-кольцевой камеры сгорания – <i>can</i>	форсунка рабочая двухканальная – <i>Duplex fuel nozzle</i>
турбина газовая – <i>gas turbine</i>	форсунка рабочая одноканальная – <i>Symplex nozzle</i>
турбина одноступенчатая – <i>single-stage turbine</i>	«хвост ласточкин» – <i>dovetail</i>
турбина свободная – <i>free power turbine</i>	хвостовик – <i>root</i>
турбина центробежная – <i>centripetal turbine</i>	хромирование – <i>chromate sealing</i>
турбовальный двигатель – <i>turboshaft</i>	цельный – <i>solid-type</i>
турбулизатор – <i>turbulizer</i>	цикл, происходящий в постоянном объеме – <i>constant-volume cycle</i>
тяга – <i>thrust</i>	цикл, происходящий при постоянном давлении – <i>constant-pressure cycle</i>
тяга удельная – <i>specific thrust</i>	цилиндр – <i>cylinder</i>
угол установки лопастей винта – <i>propeller blade angle</i>	часть двигателя горячая – <i>hot section</i>
узел приводов – <i>accessory section</i>	часть двигателя холодная – <i>cold section</i>
узел центрального привода – <i>internal (inlet) gearbox (IGB)</i>	шестерня – <i>gear</i>
уплотнение графитовое – <i>carbon seal</i>	шестерня ведомая – <i>driven gear</i>
уплотнение лабиринтное – <i>labyrinth seal</i>	шестерня ведущая – <i>drive gear</i>
уплотнение сотовое – <i>honeycomb seal</i>	шестерня коническая – <i>bevel gear</i>
установка вспомогательная силовая (ВСУ) – <i>auxiliary power unit (APU)</i>	шпилька – <i>stud</i>
	штифт радиальный – <i>radial pin</i>

## ЛИТЕРАТУРА

1. Airframe&Powerplant Mechanics. General Handbook. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1990, 564 p.
2. Airframe&Powerplant Mechanics. Powerplant Handbook. U.S. Department of Transportation. Federal Aviation Administration. 1991, 500 p.
3. Boeing 727 Technical Training Manual. Chapters 77,78,79,80. Northwest. 1993.
4. Cizek R.S. PropFan Concepts: Technology Review, Design Methodology, State-of-the-art Designs and Future Outlook. University of Virginia, 2002.
5. CFM56-3. Basic Engine. Training Manual. Evendale Technical Training School. 1988, 210 p.
6. CFM56-3. Engine Systems. Training Manual. CFM International Customer Training Center. 1989, 184 p.
7. CFM56-5-A1. Basic Engine. Training Manual. Villaroche Customer Training School. 1990, 193 p.
8. CFM56-5-A1. Engine Systems. Training Manual. Villaroche Customer Training School. 1992, 414 p.
9. Concord Powerplant <http://www.concordesst.com/powerplant.html>
10. Cuesta A. M. Motores de reaccion. Tecnología y operación de vuelo. Editorial Paraninfo, S.A. Magallanes. Madrid, 1991., 700p.
11. Cumpsty N.A. Jet Propulsion. Cambridge University Press., 1997, 274p.
12. Doroshko S.M. Aircraft Powerplant. - M.: АСПОЛ, Априс, 1997. - 197 с.
13. Doroshko S. Construction and Strength of Aircraft Engines. Part I. Editorial Bonaventuriana. Universidad de San Buenaventura, Bogota. 2005, 356 p.
14. Educational information about gas turbine engines for aircraft. [www.aircraftenginedesign.com/index.html](http://www.aircraftenginedesign.com/index.html)
15. Gunston B. The Development of Jet and Turbine Aero Engines. Patrick Stephens Limited. 1997, 240p.

16. IAE V2500. International Aero Engines. Customer Training Centre. Maintenance Course Notes. Corporate Center II. Glastonbury, CT, USA.
17. Jet Engines and Propulsion Systems for Engineers. Edited by T.W.Fowler. GE Aircraft Engines. 1989, 516p.
18. JT8D-7 through -17 Engine Familiarization. Training Guide. Part No.807215. United Technologies. Pratt&Whitney. 1990.
19. Mattingly J.D. Elements of Gas Turbine Propulsion. McGraw-Hill, Inc., 1996, 960p.
20. Mattingly J.D. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. AIAA, 2006. [www.aircraftenginedesign.com](http://www.aircraftenginedesign.com)
21. Otis Ch.E. Aircraft Gas Turbine Powerplants. IAP, Inc. 1991, 466 p.
22. Powerplant Section Book. Aviation Technician Integrated Training Program. IAP, Inc. 1983, 572 p.
23. PT-6T-3/6 Series Training Manual. Pratt&Whitney Canada Corp. 2001.
24. PW2000 Training Guide. Part No.1B0868. United Technologies. Pratt&Whitney. 1990.
25. PW4000 Power Plant. 2003 file:///D:/PV4000%20%20from%20777-StudyGuide.pdf
26. Reactor RB 211 voli-manutencao oficial. TAP Air Portugal. 233 p.
27. The Aircraft Gas Turbine Engine and its Operation. United Technologies Corporation. Pratt&Whitney. 1988, 252 p.
28. The Jet Engine. The Technical Publication Department. Rolls-Royce plc. Derby, England. 1996, 278 p.
29. Vaderover J.S., Visser K.D. Analysis of a Contra-Rotating Propeller Driven Transport Aircraft. Clarkson University. [www.clarkson.edu/mae/papers](http://www.clarkson.edu/mae/papers)
30. Andreas Linke-Diesinger. Systems of Commercial Turbofan Engines. An Introduction to Systems Functions. – Berlin: Springer-Verlag, 2008. – 234 p.
31. Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24 [Текст]: Инструкция по эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1968. - 260 с.

- 32.** Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8. - М.: Машиностроение, 1967. - 100 с.
- 33.** Авиационный турбореактивный двигатель РУ-19А-300 [Текст]: Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию. - ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001. [http://aviadocs.com/RLE/An-24/CD2/Dvigateli/Ru19A-300\\_RETO.pdf](http://aviadocs.com/RLE/An-24/CD2/Dvigateli/Ru19A-300_RETO.pdf)
- 34.** Богданов А.Д. Авиационный двигатель ТВ2-117 [Текст] / Богданов А.Д., Хаустов И.Г. - М.: Транспорт, 1970. - 372 с.
- 35.** Дорошко С.М. Авиационные реактивные и газотурбинные двигатели [Текст] / Дорошко С.М. – Рига: Изд-во РТУ, 2008. - 258 с.
- 36.** Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели: основные параметры и конструктивные схемы [Текст] / Зрелов В.А. - М.: ОАО «Издательство «Машиностроение», 2005 - 336 с.
- 37.** Киселев Ю.В. Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36 [Текст] / Киселев Ю.В., Тиц С.Н. – Самара: СГАУ, 2007. - 90 с. [file:///D:/Arhiv/dokuments/Tech%20decriptions/d\\_36.pdf](file:///D:/Arhiv/dokuments/Tech%20decriptions/d_36.pdf)
- 38.** Фалалеев С.В. Конструкция ТРДД Д-36 [Текст] / Фалалеев С.В. – Самара: СГАУ, 2013. – 140 с.
- 39.** Лабазин П.С. Авиационный двигатель АШ-62ИР [Текст] / Лабазин П.С. - М.: Транспорт, 1972 - 384 с.
- 40.** Лозицкий Л.П. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Лозицкий Л.П., Ветров А.И., Дорошко С.М. и др.. - Москва, Воздушный транспорт, 1992. - 534 с.
- 41.** Любановский Е.В. Развитие газотурбинных двигателей самолетов гражданской авиации [Текст] / Любановский Е.В. . - М.: Машиностроение, 1976. - 264 с.
- 42.** Масленников М.М. Газотурбинные двигатели для вертолетов [Текст] / Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И.. - М.: Машиностроение, 1969. - 380 с.

**43.** Торчук Ф.В., Шевчук Н.В. Конструкция и летная эксплуатация газотурбинного авиационного двигателя АИ-24. - М.: Машиностроение, 1983. - 112 с.

**44.** Турбовальный двигатель ТВ3-117. Руководство по технической эксплуатации. Книга 1.  
file:///D:/Arhiv/dokuments/Tech%20decriptions/Turboval%60ny%60j\_dvigatel%60\_TV3\_117\_Kniga\_1.pdf

**45.** Турбовинтовой двигатель АИ-24. Техническое описание. - М.: В/О Авиаэкспорт, 1967. – 124 с.

**46.** Фалалеев С.В. Конструкция ТРДД НК-8. – Самара, 2013. - 107 с.  
file:///D:/Arhiv/dokuments/Tech%20decriptions/Фалалеев%20С.В.%20Конструкция%20ТРДД%20НК-8.pdf

**47.** Хаустов И.Г., Фельдман Е.Л. Авиационный двухконтурный двигатель НК-8-2. - М.: Машиностроение, 1975. - 432 с.

**48.** Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные схемы. – М.: Машиностроение, 2008. - 208 с.

**49.** Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том 2. Общие сведения. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. – М.: Машиностроение, 2008. - 336 с.

**50.** Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том 3. Зубчатые передачи и муфты. Пусковые устройства. Трубопроводные и электрические коммуникации. Уплотнения. Силовой привод. Шум. Автоматизация проектирования и поддержки жизненного цикла. – М.: Машиностроение, 2008. - 228 с.

**51.** Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). – М.: ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2010. – 630 с.

**52.** Старцев Н.И., Новиков Д.К., Фалалеев С.В. Конструирование основных узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок: Электронное учебное пособие. – Самара: Издательство СГАУ, 2010. – 117 с.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ



**Сергей Михайлович Дорошко** является специалистом в области конструкции, прочности и технического обслуживания авиационных силовых установок.

### **Образование:**

- Рижское Краснознаменное высшее инженерно-авиационное военное училище;  
- Рижский институт инженеров гражданского воздушного флота.

### **Ученые степени и звания:**

- *СССР*: к.т.н.; доц.; д.т.н.; проф.;  
- *Latvia*: Dr.Habil.Sc.Eng.; Prof. (Riga Aviation University (RAU));  
- *Colombia*: Prof. de Ingenieria Aeronautica (Universidad de SanBuenaventura (USB)).

### **Основные места работы:**

- Рижский Краснознаменный институт инженеров гражданской авиации; зав.кафедрой авиационных двигателей; научный руководитель ОНИЛ-5;  
- RAU; Head of Transport Engine Dpt.; Scientific Supervisor of Vibroacoustical Laboratory;  
- USB; Director del Grupo de Motores.

Является автором более 20 учебников, учебных пособий и научных монографий, опубликовал более 150 научных статей, имеет 55 изобретений и патентов.



**Александр Сергеевич Глазков** является специалистом в области конструкции, прочности и технического обслуживания ракетных и авиационных силовых установок.

**Образование:**

- Серпуховское высшее командно-инженерное училище;

- Курсы повышения математической квалификации инженеров при Математико-механическом факультете Ленинградского университета.

**Ученая степень:**

- СССР: кандидат технических наук.

**Основные места службы и работы:**

- Военный инженерный Краснознаменный институт им. А.Ф. Можайского, Научно-исследовательская лаборатория № 1 при Кафедре № 15 Факультета № 1 (старший инженер – младший научный сотрудник - старший научный сотрудник);

- Научно-испытательный центр Военно-Космических Сил (В/ч 41513) – начальник научно-исследовательской лаборатории;

- НИИ двигателей внутреннего сгорания (г. Серпухов) – руководитель проекта;

- Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации – заведующий кафедрой № 24 (Авиационная техника);

- Санкт-Петербургский институт независимой экспертизы – эксперт по авиационной тематике.

Является автором более 70 научных и учебно-методических трудов.