

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет

Р. И. Гусева

**ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ, ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТЫ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Утверждено в качестве учебного пособия
Ученым советом Федерального государственного бюджетного
образовательного учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»

Комсомольск-на-Амуре
2015

УДК 621.7.01(07)
ББК 39.52-06я7+39.555я7
Г962

Рецензенты:

Кафедра «Самолетостроение и эксплуатация авиационной техники»
ФГБОУ ВПО «Иркутский государственный технический университет»,
зав. кафедрой кандидат технических наук, профессор **И. Н. Гусев**;
В. И. Корольков, доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Самолетостроение» ФГБОУ ВПО
«Воронежский государственный технический университет»

Гусева, Р. И.

Г962 Особенности конструкции, организация работы авиационных двигателей : учеб. пособие / Р. И. Гусева. – Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2015. – 100 с.
ISBN 978-5-7765-1146-2

В учебном пособии рассмотрены принципиальные схемы и конструктивные особенности авиационных двигателей, их классификация по способу создания тяги, области применения авиационных двигателей по высотам и скоростям полета. Освещены принципы работы основных агрегатов двигателя: воздухозаборника, компрессора, камеры сгорания, осевой турбины, реактивного сопла. Рассмотрены вопросы снижения шума от авиадвигателей, режимы работы двигателей в полете. Приведены общие сведения о масляных и топливных системах авиационных двигателей, системах запуска двигателей, об эксплуатационных характеристиках авиационных двигателей.

Учебное пособие предназначено для студентов специальности «Самолето- и вертолетостроение» очной и заочной форм обучения, изучающих дисциплину «Силовые установки и авиационные двигатели».

УДК 621.7.01
ББК 39.52-06я7+39.555я7

ISBN 978-5-7765-1146-2

© ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»,
2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	8
1.1. Турбореактивный двигатель	9
1.2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой	9
1.3. Двухконтурный турбореактивный двигатель	10
1.4. Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой	12
1.5. Турбовинтовой двигатель	12
1.6. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели	14
2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ЦИКЛЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	15
3. КОЛИЧЕСТВО АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ	17
4. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	19
4.1. Тяговые параметры	19
4.2. Экономические параметры	20
4.3. Параметр, характеризующий массу и объем авиационного двигателя	20
4.4. Коэффициенты полезного действия	20
5. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВОЗДУШНОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	21
5.1. Общие сведения о входных устройствах	21
5.2. Рабочие параметры входных устройств	25
5.3. Особенности конструкций сверхзвуковых воздухозаборников	28
6. КОМПРЕССОРЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	32
6.1. Общие сведения о компрессорах газотурбинных двигателей	32
6.2. Режимы работы и помпаж осевых компрессоров	38
7. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	41
7.1. Типы основных камер	41
7.2. Организация горения в камерах сгорания	44
8. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	47
9. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ... ..	52
9.1. Реверсивные устройства	54
9.2. Снижение шума в авиационных двигателях	57

10. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ГАЗОТУРБИННЫХ И ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	60
11. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ	66
12. ФОРСИРОВАНИЕ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ	67
13. ВИБРАЦИЯ И ВИБРАЦИОННАЯ ЗАЩИТА ДВИГАТЕЛЯ И ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	69
13.1. Источники вибрации и активная защита двигателя от вибрации	69
13.2. Пассивная защита двигателя от вибрации	70
14. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	71
14.1. Скоростные характеристики	71
14.2. Высотные характеристики	73
14.3. Дроссельные характеристики	74
15. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ	76
15.1. Этапы запуска	76
15.2. Автоматика запуска	77
15.3. Стартеры	78
15.4. Агрегаты зажигания	78
16. СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	79
16.1. Топливные системы двигателя	79
16.2. Агрегаты топливных систем	80
16.3. Дренажирование топливной системы	84
16.4. Авиационные топлива	85
17. МАСЛЯНЫЕ СИСТЕМЫ	87
17.1. Общие сведения о масляных системах двигателя	87
17.2. Суфлирование масляной системы	90
17.3. Агрегаты масляной системы	90
17.4. Авиационные масла и требования к ним	92
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	93
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	94
ПРИЛОЖЕНИЕ. ТИПЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	95

ВВЕДЕНИЕ

Современный авиационный двигатель является одной из самых сложных машин, созданных человечеством. Возможность создания новых авиационных двигателей в значительной мере характеризует научно-технический и промышленный потенциал страны.

Авиационные двигатели предназначены для создания силы тяги на самолете или вертолете и для обеспечения полета.

Силовые установки состоят из авиационного двигателя и специальных систем и устройств, которые обеспечивают безотказную работу двигателя на всех режимах полета и безопасность полета на летательном аппарате (ЛА).

Авиационные силовые установки состоят из *авиационного двигателя*, который включает основные агрегаты: воздухозаборник, воздушные винты, компрессор, камеру сгорания, турбину, выходные сопла. Для обеспечения создания тяги и надежной работы авиадвигателя используются:

- **жидкостные системы** (топливные, масляные, впрыска воды и топлива);
- **защитные системы** (охлаждения, противообледенительные, пожарные);
- **электромеханические системы** (запуска, автоматизированного управления и контроля).

На военных самолетах применяют дополнительные системы:

- систему **форсажа** для создания дополнительной тяги,
- систему **шумоглушения** для обеспечения комфорта при полете,
- систему **реверсирования тяги** двигателя для совершения маневра в полете и уменьшения посадочной скорости самолета.

Для крепления двигателя к самолету, обеспечения аэродинамических свойств, технического обслуживания авиационных двигателей во время профилактических ремонтов и осмотров применяют различного рода устройства: гондолы, капоты и обтекатели авиадвигателей; рамы, узлы и амортизаторы крепления двигателя и его отдельных частей; монтажные и смотровые лючки с крышками для осмотра и профилактического ремонта частей двигателя; набор стержней, ферм, панелей, удлинительных труб для крепления двигателя к фюзеляжу или крылу; экранов перегородок противопожарных устройств.

Для совершения управляемого полета используют два способа получения тяги, поэтому все авиадвигатели летательных аппаратов разделяют на два вида:

- 1) **ракетные двигатели**, для создания тяги в таких двигателях используют запасенное на борту летательного аппарата горючее – топливо и окислитель для сгорания топлива;

2) **поршневые и реактивные газотурбинные двигатели** (ГТД), для создания тяги используют закаченное на борт ЛА топливо, воздух атмосферы используют как окислитель для сгорания топлива.

Основными агрегатами для газотурбинных авиационных двигателей (турбовинтовых, турбореактивных, двухконтурных турбореактивных) являются: воздухозаборник, компрессор, камера сгорания, турбина, реактивное сопло. Причем, воздухозаборнику присваивается индекс 1, за ним расположен компрессор (индекс 2), за компрессором стоит камера сгорания (индекс 3), за камерой сгорания стоит турбина (индекс 4), за турбиной располагается реактивное сопло (индекс 5).

По **скорости истечения газов из сопла** авиационные двигатели делятся:

1) на **двигатели прямой реакции**, если струя газов выходит из сопла двигателя со скоростью V_5 , большей скорости полета самолета V_n , $V_5 > V_n$. Это турбореактивные двигатели (ТРД);

2) **двигатели непрямой реакции**, если скорость истечения газов из сопла двигателя намного меньше скорости полета самолета $V_5 \ll V_n$. В этом случае вся или большая часть полезной работы двигателя передается на воздушный винт или специальный движитель. Это турбовинтовые двигатели (ТВД).

Классификация авиационных двигателей по способу создания тяги и типам двигателей показана на рис. 1.

Наличие несущих поверхностей – крыльев, создающих подъемную силу, позволяет осуществить полет с силой тяги в 5 – 20 раз меньше, чем вес летательного аппарата.

На небольших высотах при дозвуковых скоростях (до 600 км/ч) полета широкое применение получили турбовинтовые двигатели (**двигатели непрямой реакции**).

Основными достоинствами ТВД являются: небольшие расходы топлива, возможность торможения воздушными винтами при посадке, больший, чем у ТРД тяговый коэффициент полезного действия (КПД), большая тяга при взлете. Основные недостатки ТВД – большая масса двигателя.

Самолеты с **винтомоторной группой** могут достигать скорости полета 650 – 700 км/ч и высоты полета до 12 000 м. Достижение больших скоростей полета с поршневыми двигателями невозможно. Максимальная рекордная скорость полета самолета с поршневым двигателем равна лишь 756,6 км/ч.

На средних и околозвуковых скоростях полета наиболее экономичными являются **двухконтурные турбореактивные двигатели** (ДТРД). Они позволяют увеличить коммерческую нагрузку (из-за уменьшения потребного запаса топлива), сократить взлетную дистанцию, уменьшить уровень шума.

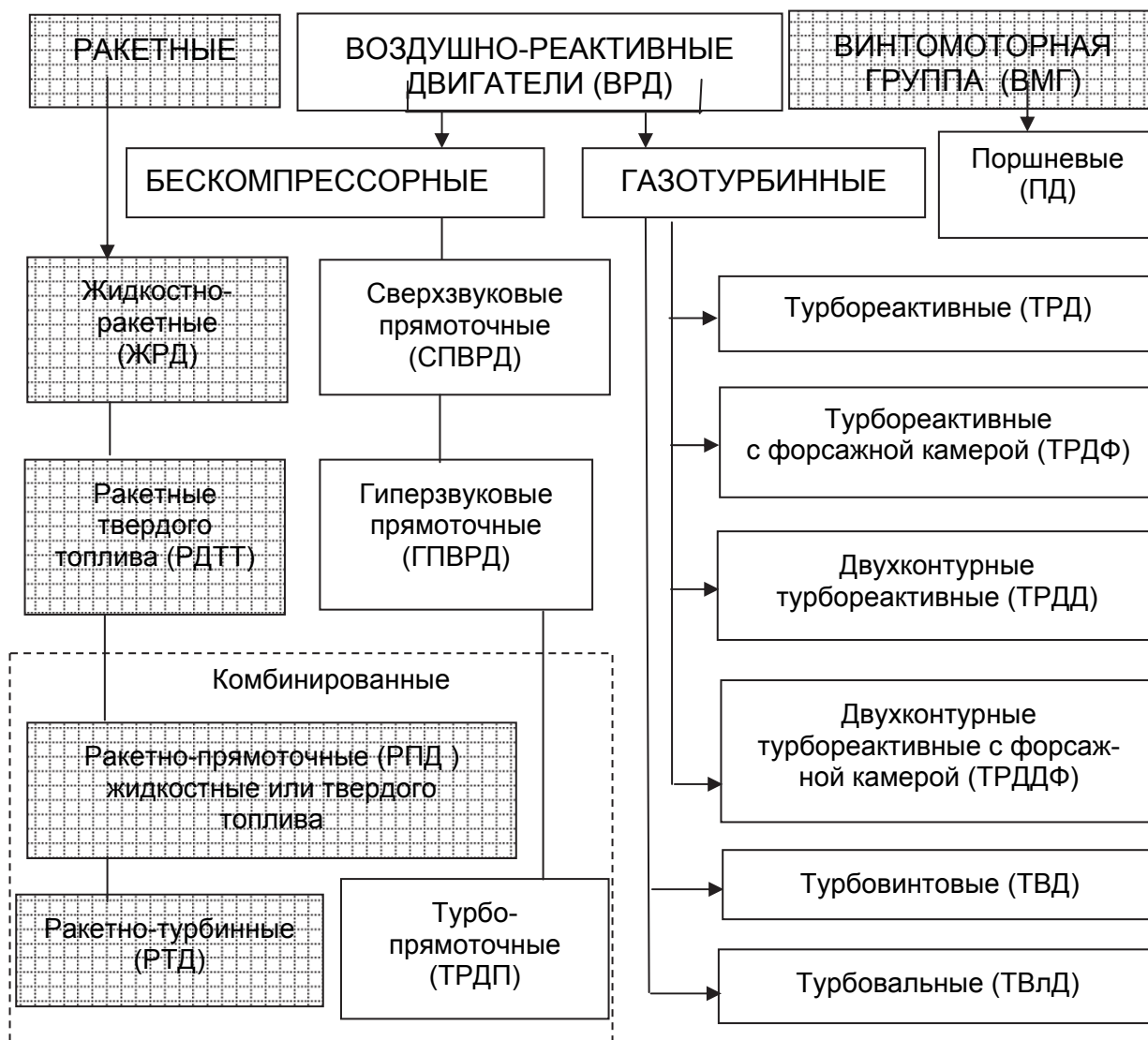


Рис. 1. Классификация авиационных двигателей

При больших скоростях полета лучшей экономичностью обладают *прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД)*. Конструктивно ПВРД не имеют компрессора и турбины, которые позволили бы разогнать воздушный поток и создать тягу двигателя. Ограничение в применении ПВРД состоит в том, что они начинают самостоятельный полет при скоростях $M = 2,2 - 2,5$, т. е. эти двигатели необходимо использовать в комбинации с реактивным двигателем для разгона до скорости $M = 2,5$.

Ракетные двигатели по величине развиваемой тяги превосходят все типы авиационных двигателей. Их тяга не зависит от высоты полета, они могут использоваться при запуске ракет различного назначения и космических аппаратов.

Применение газотурбинных двигателей (ГТД) для силовых авиационных установок ограничено числом Маха $M = 3,5$.

Области рационального применения различных авиадвигателей показаны на рис. 2.

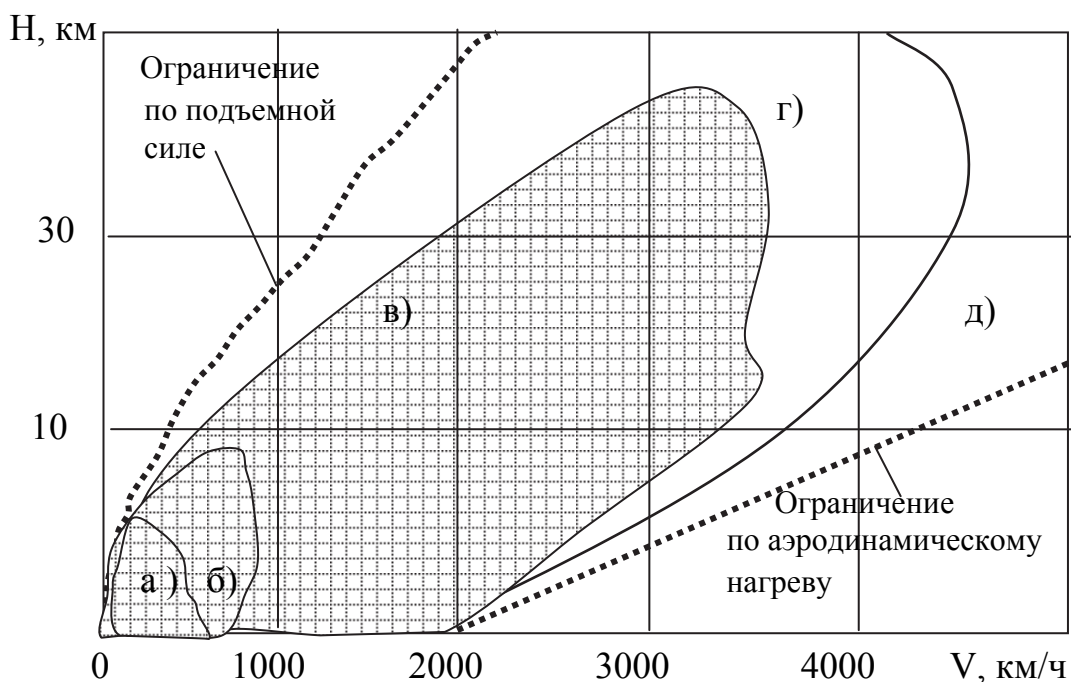


Рис. 2. Применение ВРД в зависимости от высот и скоростей полета: а – поршневые; б – ТВД; в – ТРД; г – СПВРД; д – ЖРД

1. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Все авиационные газотурбинные двигатели работают по общему термодинамическому циклу, состоящему из термодинамических процессов сжатия воздушного набегающего потока, сгорания топливо-воздушной смеси, расширения образовавшегося сжатого и нагретого газа газового потока.

Воздухозаборник предназначен для сжатия потока набегающего воздуха и подачи его с оптимальными параметрами в компрессор.

Компрессор сжимает поток воздуха еще сильнее, при этом давление воздуха возрастает до 9 – 18 раз, скорость воздушного потока уменьшается.

С компрессора поток воздуха поступает в камеру сгорания, куда одновременно подается топливо. В камере сгорания образуется топливо-воздушная смесь, которая сгорает практически при постоянном давлении. Образуется **газовый тепловой поток**, который обладает большой потенциальной энергией. Этот поток поступает на газовую турбину, передает практически всю энергию турбокомпрессорному агрегату (раскручивает турбину с компрессором), оставшийся газовый поток поступает с большой скоростью в реактивное сопло.

В реактивном сопле происходит резкое увеличение скорости газового потока, давление падает до давления невозмущенного потока.

1.1. Турбореактивный двигатель

Основные агрегаты турбореактивного двигателя (ТРД) показаны на рис. 1.1. Воздухозаборник засасывает набегающий поток, поджимает его. Воздухозаборник имеет обтекатель *1а*, который обеспечивает равномерность подачи воздуха по кольцевому каналу для подачи его с оптимальными параметрами в компрессор.

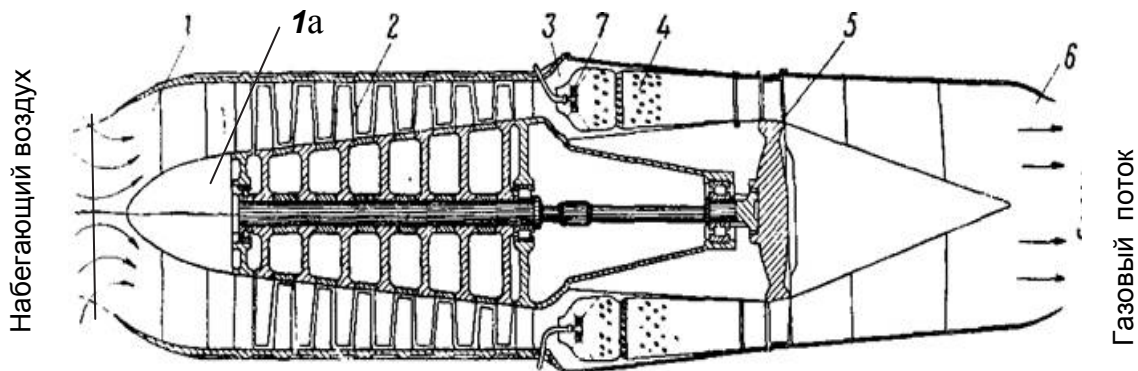


Рис. 1.1. Принципиальная схема турбореактивного двигателя:
1 – воздухозаборник; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – жаровые трубы; 5 – осевая турбина; 6 – реактивное сопло; 7 – рабочие форсунки

Осевой компрессор представляет собой устройство с вращающимся ротором, на оси которого закреплены диски с лопатками. Ротор вращается в статоре, на корпусе которого закреплены неподвижные лопатки. Статор и ротор образуют кольцевые сужающиеся каналы. Компрессор сжимает поток, давление воздуха возрастает до 8 – 18 раз, скорость потока уменьшается.

С компрессора поток воздуха поступает в камеру сгорания, куда одновременно подается топливо через форсунки. Воспламенитель в камере сгорания обеспечивает сгорание топлива практически при постоянном давлении. Получившийся газовый тепловой поток обладает большой кинетической и потенциальной энергией, поступает на газовую турбину, где приводит во вращение турбокомпрессор. Газовый поток с турбины с большой скоростью и небольшим давлением поступает в реактивное сопло.

В реактивном сопле за счет спроектированного профиля канала происходит резкое увеличение скорости газового потока, вытекающего из сопла.

1.2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой

Принципиально турбореактивный двигатель с форсажной камерой (ТРДФ) (рис. 1.2) отличается по конструкции от ТРД наличием *форсажной камеры* 5 между турбиной 4 и реактивным соплом 6. При включении форсажа в камеру подается дополнительное количество топлива через спе-

циальные форсунки, происходит воспламенение топливо-воздушной смеси, ее сгорание. Образуется высокотемпературный газовый поток, который устремляется в реактивное сопло, обеспечивая еще большую скорость истечения газов из сопла. При этом создается дополнительная тяга для ускорения самолета, для совершения быстрого маневра.

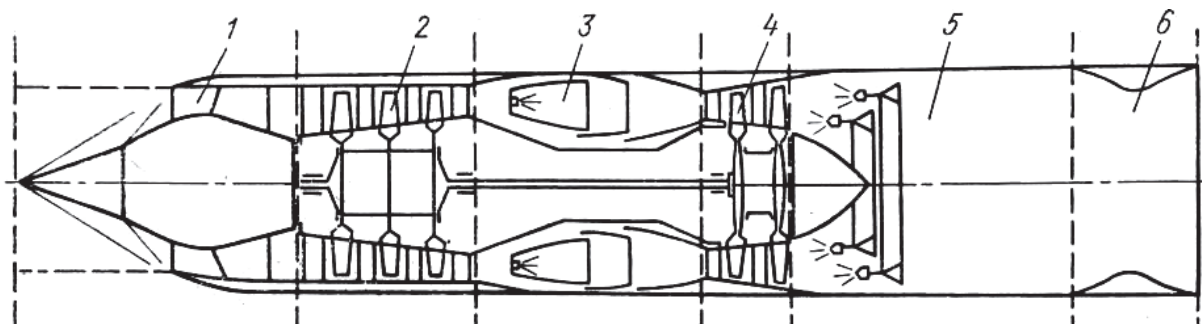


Рис. 1.2. Принципиальная схема турбореактивного двигателя с форсажной камерой сверхзвукового самолета

В воздухозаборнике 1 установлен обтекатель-конус, который в зависимости от режима полета самолета перемещается вдоль оси воздухозаборника, поддерживая оптимальные параметры воздушного потока на входе в компрессор 2. Сжатый под высоким давлением воздушный поток поступает в основную камеру сгорания 3, где происходит сгорание топлива.

Следует отметить, что расход топлива для форсажной камеры при включенном режиме форсажа увеличен по сравнению с основными камерами сгорания в 1,5 – 2,0 раза, поэтому режим форсажа включают не более чем на 3 – 5 мин.

1.3. Двухконтурный турбореактивный двигатель

На рис. 1.3 представлен двухконтурный турбореактивный двигатель (ДТРД или ТРДД). Отличие ДТРД от простого ТРД состоит в наличии второго кольцевого контура 4, по которому протекает только воздушный поток, получивший ускорение от вентилятора 3. Вентилятор сжимает воздух, ускоряет его и подает в компрессор 5 первого контура и во второй внешний кольцевой канал.

Первый внутренний контур работает как обычный ТРД, в нем сгорает топливо, образуется газовый поток, поступающий на турбину и реактивное сопло. Реактивные сопла могут иметь отдельные выходы 6 или общую камеру смешения газовых потоков. В реактивном сопле происходит суммирование энергии воздушного и газового потока, сила тяги будет выше, чем у одного контура.

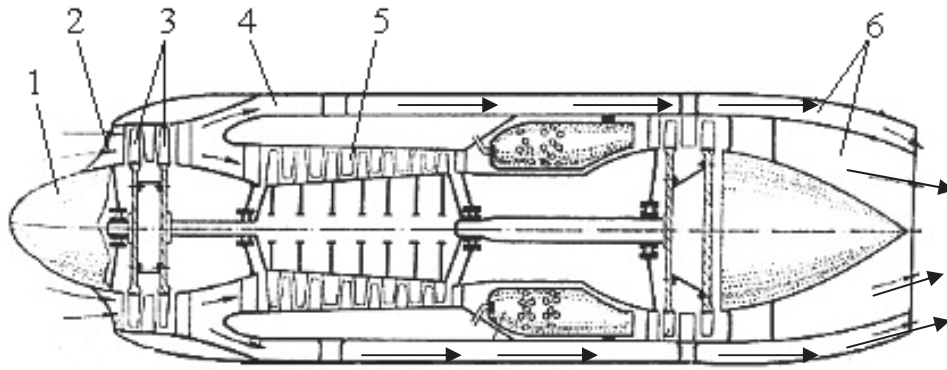


Рис. 1.3. Принципиальная схема двухконтурного турбореактивного двигателя с отдельными соплами:
 1 – обтекатель; 2 – воздухозаборник; 3 – вентилятор; 4 – второй кольцевой контур; 5 – компрессор первого контура; 6 – реактивное сопло

Распределение расходов воздуха между контурами ДТРД характеризуется величиной степени двухконтурности m , коэффициентом, представляющим отношение расходов воздуха, протекающего через внешний (второй) кольцевой контур $G_{\text{в}}^I$ и внутренний контур $G_{\text{в}}^{II}$:

$$m = \frac{G_{\text{в}}^I}{G_{\text{в}}^{II}}.$$

Степень двухконтурности может теоретически лежать в пределах 0,2 – 20,0

При дозвуковых скоростях полета при $M = 0,75 - 0,95$ возможно применение ДТРД с малой степенью двухконтурности; средней степенью - m до 4,0; и с большой степенью двухконтурности до $m = 5 - 8$.

При больших значениях скорости полета применение ДТРД с большой степенью двухконтурности нецелесообразно в связи с получающимися большими поперечными размерами двигателя (рис. 1.4).

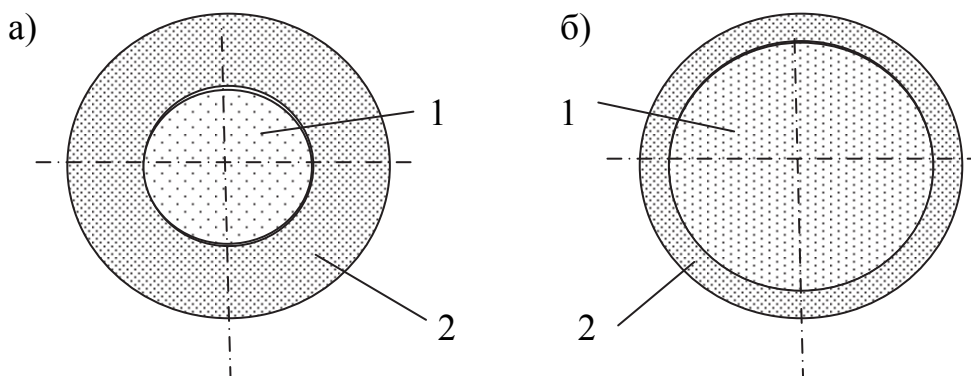


Рис. 1.4. Иллюстрация размеров поперечных сечений второго и первого контуров в двигателе: а – с большой степенью двухконтурности; б – с малой степенью двухконтурности;
 1 – сечение первого контура; 2 – сечение второго контура

1.4. Двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой

Для кратковременного увеличения тяги ТРДД на военных самолетах применяется форсажная камера, работающая аналогично форсажной камере ТРДФ (рис. 1.5). Такой двигатель имеет воздухозаборник 1, вентилятор 2, компрессор 3, камеру сгорания 4, турбину 5, второй внешний контур 6, форсажную камеру 7, общее реактивное сопло 8.

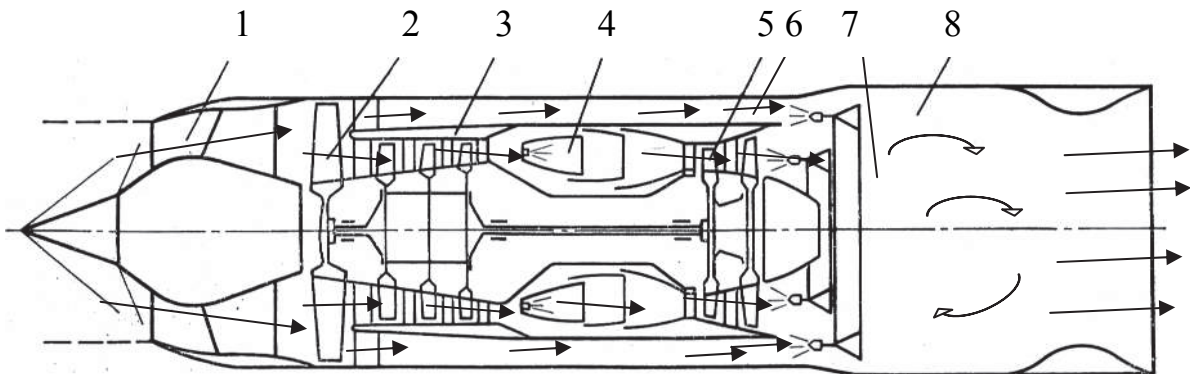


Рис. 1.5. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя с форсажной камерой (ДТРДФ)

Для многоцелевых самолетов со сверхзвуковой скоростью применяют малые степени двухконтурности $m = 0,7 - 1,0$.

1.5. Турбовинтовой двигатель

Турбовинтовой двигатель (рис. 1.6) в отличие от ТРД имеет воздушный винт (пропеллер) 1 и редуктор 2, который уменьшает и согласовывает частоту оборотов воздушного винта при передаче мощности от ротора турбокомпрессорного агрегата на воздушный винт. Остальные агрегаты (воздухозаборник, компрессор, камера сгорания, турбина, сопло) включены в работу, обеспечивая создание тяги.

В ТВД для согласования частот вращения ротора турбокомпрессора и вала винта применяется редуктор с передаточным отношением в интервале 5:1 – 15:1. Необходимость применения редуктора существенно утяжеляет конструкцию и усложняет эксплуатацию двигателя.

В турбовинтовых двигателях основная часть потенциальной энергии газового потока на турбине преобразуется в мощность, передаваемую на воздушный винт для создания тяги винта (до 85 – 90 %), а оставшаяся часть потенциальной энергии преобразуется в кинетическую энергию вытекающей струи газов из сопла (10 – 15 %), т.е. сопла турбовинтовых двигателей не сложные по сравнению с ТРД.

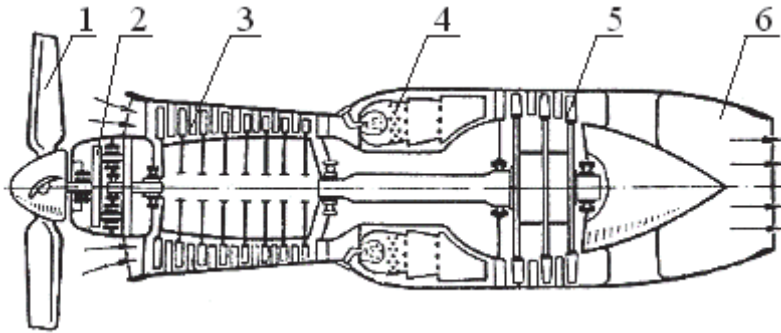


Рис. 1.6. Принципиальная схема турбовинтового двигателя:
 1 – воздушный винт; 2 – редуктор; 3 – компрессор;
 4 – камера сгорания; 5 – турбина; 6 – сопло

Газовая турбина совместно с компрессором образует турбокомпрессорный агрегат. Так как турбина ТВД передает практически всю мощность на воздушный винт, то она должна быть по конструкции более мощной и тяжелой.

На рис. 1.7 представлен вариант турбовального винтового двигателя. Такие двигатели используют в вертолетах.

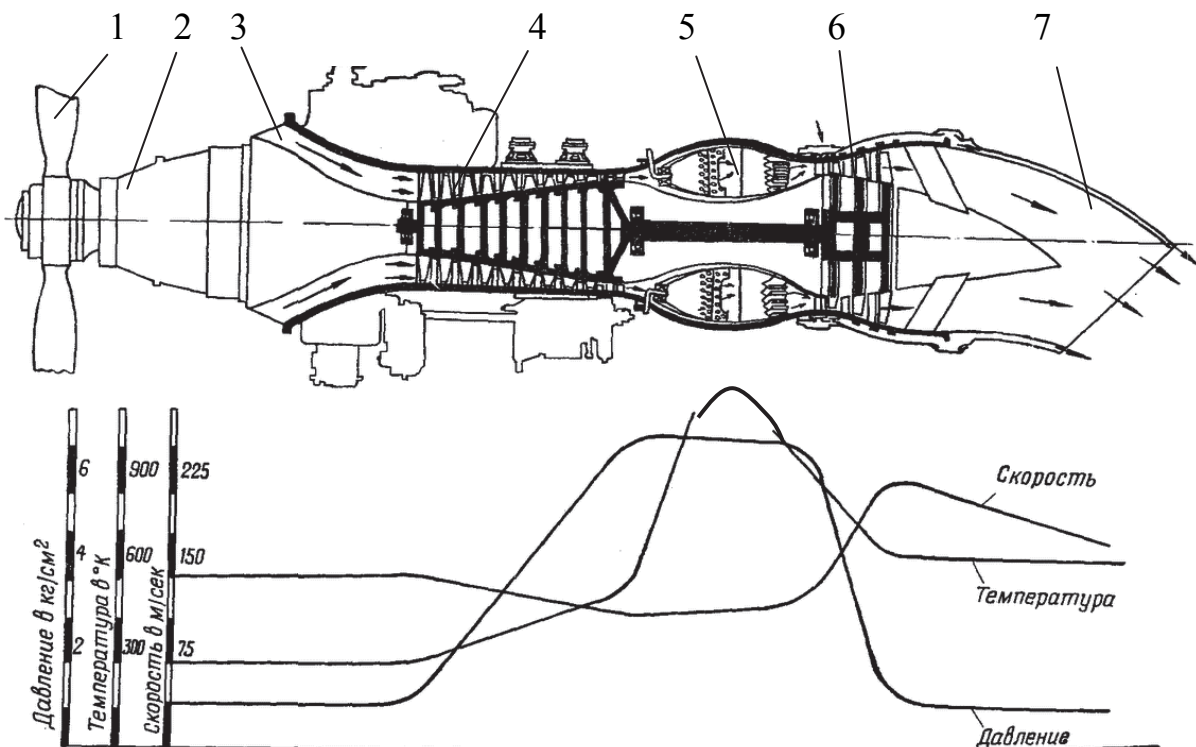


Рис. 1.7. Схема одновального турбовинтового двигателя и изменение параметров газового потока по длине двигателя:
 1 – воздушный винт; 2 – редуктор; 3 – воздухозаборник; 4 – компрессор;
 5 – камеры сгорания; 6 – турбина; 7 – сопло

На рис. 1.8 представлен вариант турбовинтового двигателя с редуктором.

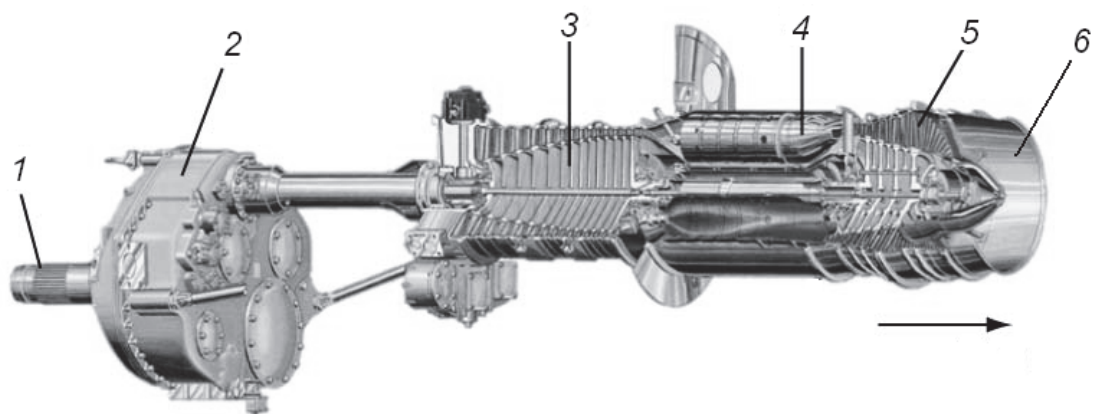


Рис. 1.8. Конструктивная схема турбовинтового двигателя:
1 – воздушный винт; 2 – редуктор; 3 – компрессор;
4 – камера сгорания; 5 – турбина; 6 – сопло

1.6. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели

При больших сверхзвуковых скоростях полета, когда скорость полета самолета превышает звуковую скорость и число Маха становится $M = 2,2 - 2,5$ и выше за счет динамического сжатия воздушного потока (скоростного напора), происходит сжатие воздушного потока и повышение давления уже в воздухозаборнике. (Число Маха – отношение скорости полета самолета к скорости звука).

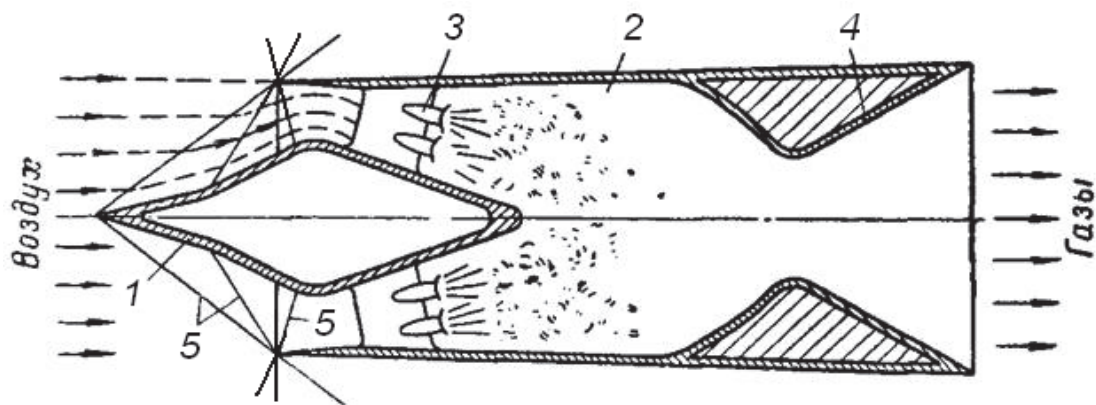


Рис. 1.9. Принципиальная схема прямоточного ВРД для сверхзвуковых скоростей полета:
1 – профилированная игла воздухозаборника; 2 – камера сгорания;
3 – форсунки камеры сгорания; 4 – реактивное сопло Лавалья;
5 – скачки уплотнения

Давление становится таким большим, что обеспечивает запас кинетической и потенциальной энергии без компрессора, и весь воздушный по-

ток устремляется сразу в камеру сгорания. Этот эффект позволяет создать авиационный двигатель без турбокомпрессорного агрегата.

На рис. 1.9 показан прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД).

Прямоточные ВРД в зависимости от скорости воздушного потока в камере сгорания подразделяются на дозвуковое сгорание топлива в камере сгорания при $M < 8$, и на сверхзвуковое сгорание топлива в камере при $M > 8$. Затем газовый поток поступает в сопло Лавалья, где происходит расширение газов до атмосферного давления и увеличение скорости истечения из сопла газового потока.

Несмотря на кажущуюся простоту принципиальных схем ПВРД, организовать процесс сгорания топлива в сверхзвуковом потоке сложно, необходимы сложные устройства для стабилизации процесса горения, специальные завихрители, фронтальные устройства, поэтому конструктивные схемы ПВРД сложные.

2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ЦИКЛЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Поршневые авиационные двигатели работают по термодинамическому циклу с подводом тепла в камеры сгорания, но процесс горения идет при постоянном объеме.

Большинство ВРД работают по типовому термодинамическому циклу с подводом тепла в камеры сгорания, но процесс горения идет при постоянном давлении.

Рассмотрим термодинамические циклы работы авиадвигателя и сопоставим их характеристики. Иллюстрация термодинамических циклов авиационных газотурбинных двигателей приведена на рис. 2.1. Термодинамические циклы представлены в координатах: давление потока p и объем потока \mathcal{V} .

При полете самолета с турбореактивным двигателем со скоростью V_n набегающий поток воздуха частично тормозится уже на входе и в самом воздухозаборнике. Происходит сжатие потока, повышение давления. В результате часть кинетической энергии потока преобразуется в потенциальную энергию давления. Такое повышение давления получают за счет специального профилирования канала воздухозаборника (линия ОВ).

Воздушный поток поступает в **компрессор**, происходит дальнейшее сжатие и повышение давления воздуха в компрессоре (линия ВК). Потенциальная энергия потока увеличивается, давление резко возрастает, скорость потока уменьшается. Сжатый поток имеет меньший объем.

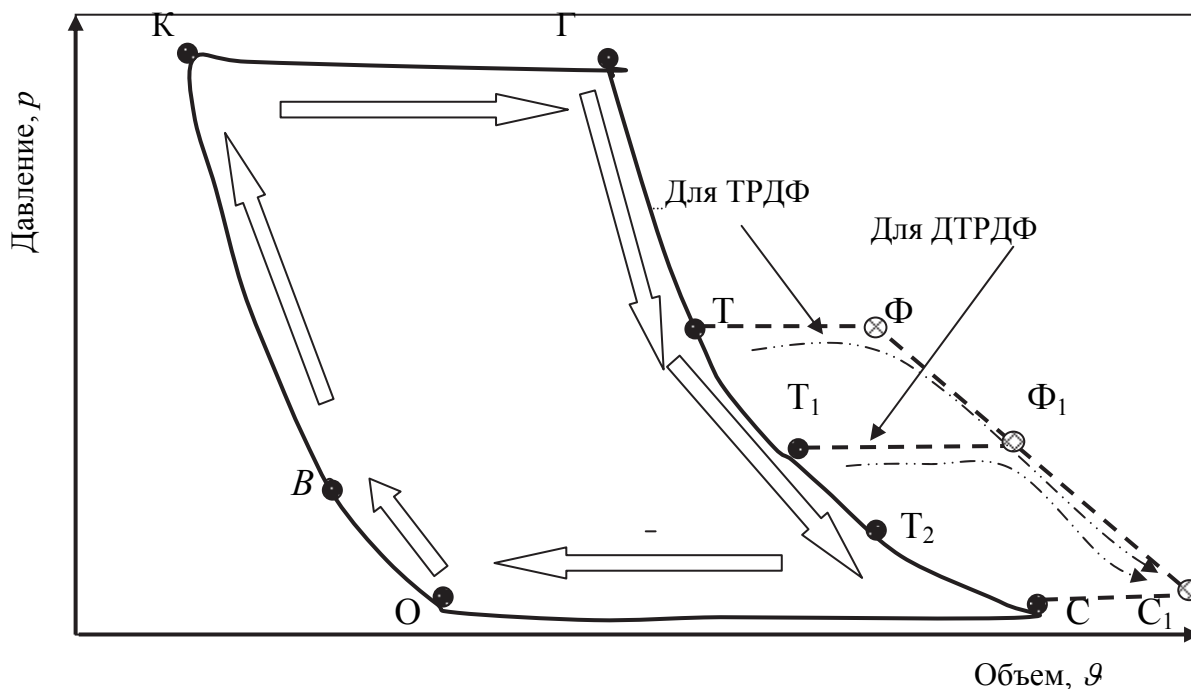


Рис. 2.1. Термодинамические циклы для ВРД

Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания, куда одновременно впрыскивается топливо, происходит сгорание топливовоздушной смеси (линия КГ) практически при постоянном давлении. Происходит увеличение объема топливовоздушной смеси. В результате химической реакции горения топлива образуется газовый поток с высокой температурой (около $1300...2700^{\circ}\text{C}$), обладающий потенциальной, тепловой и кинетической энергией.

Газовый поток поступает на турбину, где основная часть потенциальной тепловой энергии газов преобразуется в механическую работу для вращения вала турбокомпрессорного агрегата (линия ГТ). Газовый поток на турбине расширяется, давление его падает, температура и плотность газов уменьшаются, но скорость потока на выходе из турбины становится намного больше, чем на входе турбины.

Поступив в реактивное выходное сопло, газовый поток обладает большой скоростью и достаточно высоким давлением. В сопле происходит дальнейшее расширение газов, поток ускоряется, скорость газового потока продолжает по длине сопла возрастать, происходит преобразование потенциальной энергии газов в кинетическую энергию (линия ТС) вытекающей струи. На срезе сопла происходит полное расширение газов до атмосферного давления (линия СО), а скорость газа на срезе сопла достигает максимального значения.

ТРДФ имеет форсажную камеру, расположенную за турбиной. В форсажную камеру подается дополнительное количество топлива, которое

сгорает и тем самым увеличивает располагаемый теплоперепад продуктов сгорания. Термодинамический цикл **ТРДФ** отражается горизонтальной линией ТФ (см. рис. 2.1). Скорость истечения газов из сопла будет значительно больше, чем без форсажа.

Термодинамический цикл двухконтурного двигателя **ДТРД** отличается от цикла **ТРД** тем, что часть энергии турбины затрачивается не только на вращение компрессора, но и на привод вентилятора внешнего контура двигателя, поэтому у **ДТРД** происходит большее расширение газов на турбине (линия ГТ₁), следовательно, точка Т₁ должна лежать ниже точки Т на диаграмме.

Если **ДТРД** имеет **форсажную камеру**, то работа форсажной камеры отразится на диаграмме линией Т₁Ф₁. Скорость истечения газов из сопла при работе форсажной камеры будет значительно больше, чем без форсажа.

Термодинамический цикл **ТВД** отличается от **ДТРД** тем, что точка Т₂ расположена на термодинамическом цикле ниже, чем точки Т и Т₁ (линия ГТ₂). В этом случае газовый поток практически полностью расширяется на турбине, так как мощность турбины затрачивается не только для вращения компрессора, но и передается для вращения воздушного винта двигателя. По статистике воздушный винт вырабатывает 80 – 95 % общей тяги **ТВД**.

3. КОЛИЧЕСТВО АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА САМОЛЕТЕ

Необходимое количество авиационных двигателей на самолете определяется его назначением, летными характеристиками, безопасностью полета, экономичностью и регулярностью полетов.

Основным требованием для пассажирского самолета является способность продолжать взлет и набор высоты при отказе одного из двигателей. При этом вертикальная скорость набора высоты V_y должна составлять 2 м/с, а угол наклона траектории взлета θ должен быть больше минимально допустимого угла $1^{\circ} 30'$. Эти два параметра определяют выбор количества двигателей.

Также количество двигателей на самолете определяют исходя из величины потребной и располагаемой тяг.

Располагаемая тяга АД – это тяга, которую может развить АД, она определяется следующими условиями:

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

Потребная тяга – необходимая тяга, которую должен иметь двигатель, чтобы обеспечить взлет самолета в зависимости от необходимой длины разбега:

$$P_{cp} = 100mg \left[\frac{V_{отр}^2}{2Lp} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right],$$

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

Располагаемую тягу находят из условия отказа одного из двигателей при взлете:

- для самолета с двумя двигателями

$$P_{расп} = 2mg \left(\frac{1}{K_{взл}} + \sin\theta \right);$$

- для самолета с тремя двигателями

$$P_{расп} = 3/2mg \left(\frac{1}{K_{взл}} + \sin\theta \right);$$

- для самолета с четырьмя двигателями

$$P_{расп} = 4/3mg \left(\frac{1}{K_{взл}} + \sin\theta \right).$$

Сравнивая значения тяг, определяют количество двигателей, необходимых для успешного полета при одном отказавшем двигателе.

Как правило, использование **двух двигателей** характерно для средних и ближних магистральных самолетов.

Три двигателя целесообразно устанавливать на средних и дальних магистральных самолетах, **четыре** – на дальних магистральных и межконтинентальных самолетах.

На самолетах большой вместимости (аэробусах) силовая установка состоит из двух, трех двигателей с высокой степенью двухконтурности m .

Силовые установки вертолетов весьма разнообразны и зависят от схемы и компоновки вертолета. Но, как правило, для пассажирских вертолетов применяют **два двигателя** с учетом возможности полета с одним работающим двигателем.

Самолеты вертикального взлета и посадки должны иметь подъемные и маршевые двигатели.

Число подъемных и маршевых двигателей зависит:

- от исходной тяговооруженности;
- остаточной тяговооруженности при отказе одного из двигателей.

Число двигателей может достигать от 3 до 8.

Двигатели могут размещаться в фюзеляже, на крыле, под крылом, в мотогондолах, в хвостовой части фюзеляжа.

4. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для сравнительной оценки воздушно-реактивных двигателей широко используют удельные параметры, которые характеризуют уровень технического совершенства ВРД:

- *тяговые* или *мощностные*, оценивающие эффективность работы двигателя;
- *экономические*, оценивающие затраты топлива для полета самолета;
- *массовые*, характеризующие массу двигателя и его объем.

Одной из основных величин, характеризующих реактивный двигатель как силовую установку, является развиваемая им сила тяги R .

4.1. Тяговые параметры

Удельная тяга $R_{уд}$ равна тяге, приходящейся на 1 кг воздуха, проходящего через двигатель в единицу времени. Следовательно, $R_{уд}$ определяется отношением силы тяги, развиваемой двигателем, к секундному расходу воздуха $G_{возд}$, проходящего через двигатель:

$$R_{уд} = \frac{R}{G_{возд}}.$$

Удельная тяга имеет размерность скорости метр в секунду (м/с).

Для турбореактивного двигателя, расположенного по оси симметрии самолета, тяга общая R равна количеству движения вытекающей из сопла двигателя реактивной струи газов:

$$R = G_{возд} / g \cdot (V_{соп} - V_{п}),$$

где g – ускорение свободного падения; $V_{соп}$ – скорость истечения газов из сопла; $V_{п}$ – скорость полета самолета.

Или можно записать, что

$$R = G_{возд} \cdot R_{уд}.$$

Тяговая мощность N_T (работа силы тяги за 1 с) равна произведению силы тяги на скорость полета самолета на высоте H .

4.2. Экономические параметры

Удельный расход топлива в двигателе $C_{уд}$, кг/(Н·с), определяется отношением секундного или часового массового расхода топлива G_T к тяге R , развиваемой двигателем.

Иначе говоря, это расход топлива G_T для создания 1 кг тяги в час

$$C_{уд} = G_T / R \quad \text{или} \quad C_{уд} = q_T / R_{уд},$$

где $q_T = G_T / G_{возд}$ – отношение секундных расходов топлива и воздуха в двигателе. Если удельный расход топлива выразить по часовым расходам, кг/(Н·ч), то $C_{уд} = 3600 * q_T / R_{уд}$.

Значение удельного расхода топлива является одним из основных показателей качества ТРД, определяющих дальность полета, величину полезной нагрузки самолета и стоимость перевозок. Поэтому снижение для двигателя $C_{уд}$ является важнейшей задачей.

4.3. Параметр, характеризующий массу и объем авиационного двигателя

Наиболее важной характеристикой является удельный вес двигателя $\gamma_{дв}$. Удельный вес двигателя $\gamma_{дв}$ характеризуется отношением веса двигателя $G_{дв}$ (вес входного устройства воздухозаборника в вес двигателя не входит) к его тяге R на максимальном режиме работы двигателя на земле при нулевой скорости полета

$$\gamma_{дв} = G_{дв} / R.$$

История развития воздушно-реактивных двигателей доказывает, что идет постоянное снижение удельного веса двигателя.

4.4. Коэффициенты полезного действия

Для оценки качества авиационного двигателя как тепловой машины используются различные коэффициенты полезного действия (КПД):

- *эффективный* КПД $\eta_{э}$ – отношение полезной работы двигателя к энергии, которая должна быть затрачена для совершения полезной работы;
- *термический* КПД η_t учитывает потери только термодинамического цикла и не учитывает какие-либо механические потери;
- *относительный* КПД $\eta_{отн}$ оценивает энергетические потери в тепловом АД по отношению к идеальному тепловому АД, в котором учтены только потери термодинамического цикла;
- *полетный* КПД $\eta_{п}$ определяет потери в АД с так называемой "остаточной" скоростью, которая оценивается разностью скоростей исте-

чения газов из сопла и скоростью полета самолета. При равенстве этих скоростей КПД η_n равен единице;

- *полный (или общий) КПД η_0 пропорционален отношению полезной работы ко всей затраченной энергии. Полный КПД η_0 можно записать как произведение двух КПД:*

$$\eta_0 = \eta_\varepsilon \cdot \eta_n.$$

В настоящее время КПД авиационных двигателей – самые большие среди тепловых машин. Например, в зависимости от скорости полета КПД могут иметь такие значения: $\eta_\varepsilon = 0,55$; $\eta_n = 0,82$; $\eta_0 = 0,43$, в то время как у современного дизеля эффективный КПД $\eta_\varepsilon = 0,4$.

5. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

5.1. Общие сведения о входных устройствах

Для обеспечения подвода атмосферного воздуха в компрессор двигателя с наименьшими потерями давления используют специально спроектированное входное устройство (ВУ). Схемы и конструкции входного устройства определяются назначением самолета, скоростью полета и компоновкой двигателя на летательном аппарате.

Входное устройство современного самолета представляет сложную систему, состоящую из воздухозаборника (рис. 5.1) со специально спроектированным каналом 1, по которому в компрессор двигателя поступает воздушный поток с постоянными параметрами по всему сечению (плотность воздуха, расход воздуха, давление, скорость). Также в состав входного устройства входят обечайки 2, центральные тела 3, обтекатели 4 различного вида, перепускные и противопомпажные створки, устройства слива пограничного слоя и другие элементы.

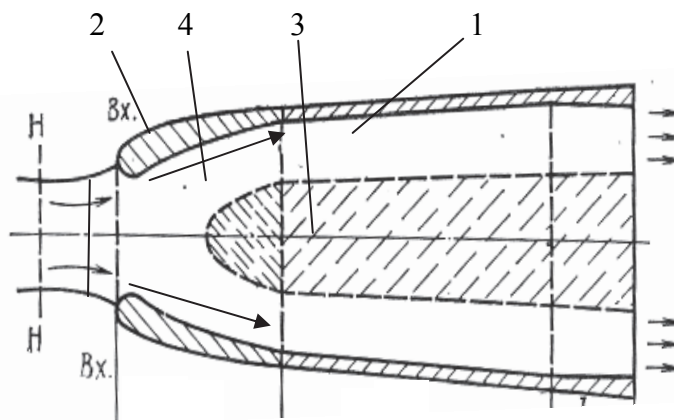


Рис. 5.1. Принципиальная схема входного устройства: линия н-н – граница невозмущенного потока воздуха

Основная часть входного устройства – **воздухозаборник**. Он обеспечивает сжатие воздуха перед ним и в канале воздухозаборника, создает равномерное поле давлений и скоростей по сечению воздухозаборника, сглаживает значительные пульсации на входе в компрессор двигателя.

При эксплуатации входных устройств необходимо обеспечить:

- надежность работы ВУ, простоту его обслуживания;
- защищенность воздухозаборника от попадания в двигатель посторонних предметов (камешков, мелких частиц, птиц) при рулежке и взлете.

В воздухозаборнике происходит торможение потока воздуха, то есть эффективное преобразование кинетической энергии набегающего потока в потенциальную энергию давления (сжатия воздуха).

Организация процесса торможения потока различна в зависимости от скорости полета (или от числа Маха M). Но в любом случае скорость на выходе из воздухозаборника должна быть дозвуковой, чтобы обеспечить устойчивую работу компрессора, поэтому все воздухозаборники разделяют на два класса:

- 1) дозвуковые (и для небольших сверхзвуковых скоростей);
- 2) сверхзвуковые.

Если скорость полета **дозвуковая**, т.е. $M < 1$, то изменение проходных сечений канала воздухозаборника, по которому воздушный поток направляется в компрессор, должно быть расширяющимся (рис. 5.2).

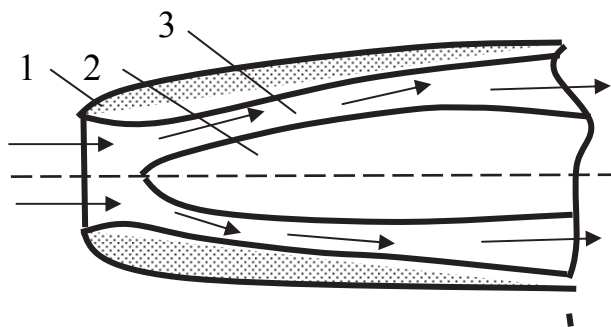


Рис. 5.2. Форма канала дозвукового воздухозаборника:
1 – обечайка; 2 – обтекатель; 3 – канал, по которому проходит воздушный поток

Если самолет летит со **сверхзвуковой** скоростью, то число $M > 1$ и для торможения потока необходим сужающийся канал. Но в сужающемся канале можно затормозить сверхзвуковой поток до скорости звука ($M = 1$).

Для дальнейшего торможения потока до скоростей, меньших скорости звука, требуется канал расширяющийся. То есть, канал в сверхзвуковом воздухозаборнике должен быть сужающе-расширяющимся в форме обратного сопла Лавалья (рис. 5.3).

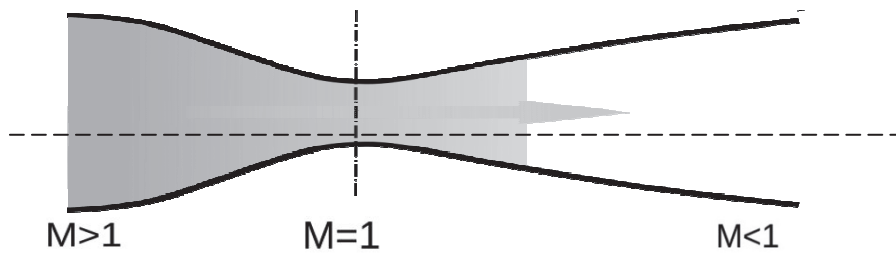


Рис. 5.3. Сужающе-расширяющийся канал сверхзвукового воздухозаборника типа обратного сопла Лавалья

Передние кромки обечайки дозвукового воздухозаборника выполняются скругленными для плавного, безотрывного, без завихрений прохождения воздуха по каналу воздухозаборника.

На малых дозвуковых скоростях кромки обечайки выполняются большой толщины (рис. 5.4, а). С увеличением скорости полета сильное торможение потока перед входным устройством приводит к большим углам притекания воздуха к кромке обечайки, поэтому необходимо применять обводы кромки с меньшей относительной толщиной и с более острой входной кромкой (рис. 5.4, б).

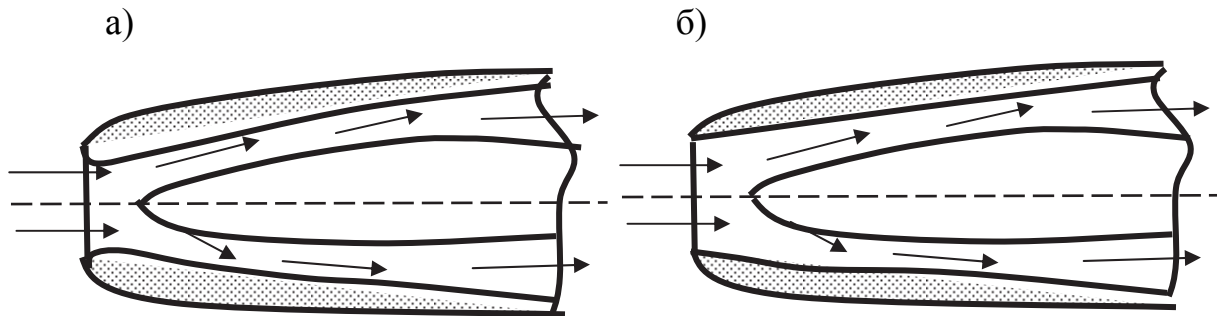


Рис. 5.4. Формы обечайки у дозвукового воздухозаборника

Наилучшим условием работы входного дозвукового устройства является режим, когда перед входом в воздухозаборник развивается скорость C_1 , примерно равная половине скорости полета $V_{п}$, т.е. $C_1 \approx 0,5 V_{п}$. На границе невозмущенного потока перед воздухозаборником воздух имеет параметры: скорость $V_{п}$ и давление невозмущенного потока $P_{п}$ (рис. 5.5). Перед входом в воздухозаборник за счет предварительного торможения потока скорость воздуха падает на 30 – 50 % от $V_{п}$, а давление $P_{п}$ за счет торможения потока возрастает.

На околосубзвуковых и сверхзвуковых скоростях при $M \geq 0,8$ на внешней поверхности воздухозаборника образуются течения потока с местными сверхзвуковыми зонами, это приводит к заметному росту волнового сопротивления воздухозаборника.

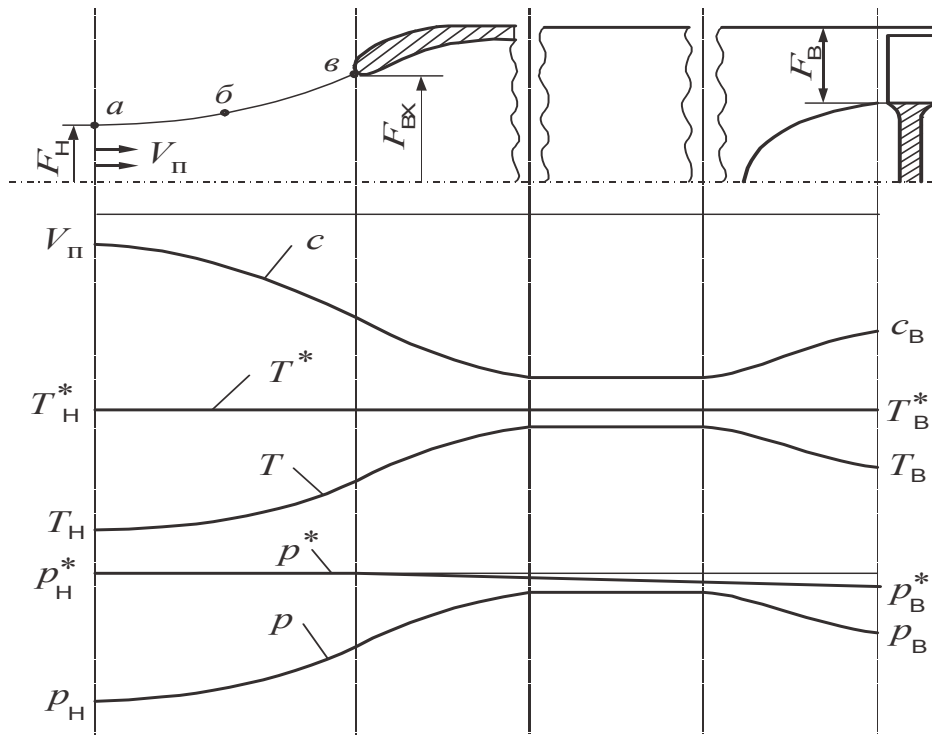


Рис. 5.5. Схема дозвукового воздухозаборника и изменение параметров воздушного потока в его проточной части

Если скорость полета превышает скорость звука, то перед входным устройством возникает головная ударная волна (прямой скачок уплотнения), которая приводит к существенному возрастанию волнового сопротивления. Образуются прямые скачки уплотнения на входе в воздухозаборник, практически вся потенциальная энергия потока переходит в тепловую энергию, полезной нагрузки не совершается, нагретый воздушный поток рассеивается в атмосферу (рис. 5.6).

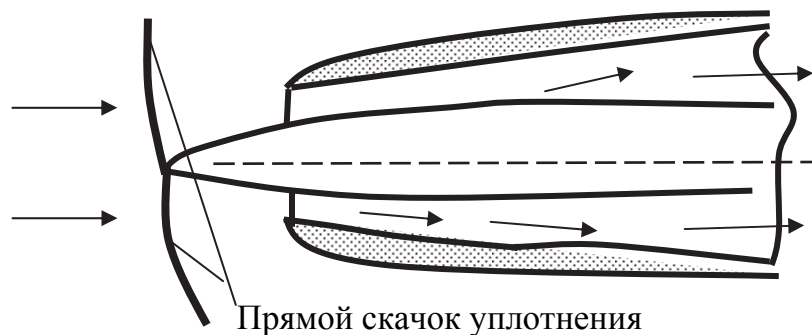


Рис. 5.6. Иллюстрация прямого скачка уплотнения

Для снижения волнового сопротивления применяют тонкие кромки обечайки и секторные части обтекателя, тогда образующийся мощный прямой скачок уплотнения разбивается на серию косых слабых скачков

уплотнения, которые заканчиваются слабым прямым скачком уплотнения. Центральное тело проектируют таким образом, чтобы все косые скачки уплотнения сходились на кромке обечайки. При таких конструкциях центрального тела (обтекателя) потенциальная энергия торможения потока переходит в энергию давления почти полностью.

При такой организации системы скачков уплотнения добиваются значительного снижения потерь полного давления по сравнению с потерями при одном мощном скачке уплотнения.

5.2. Рабочие параметры входных устройств

Для оценки эффективности работы входных устройств служат следующие параметры-характеристики:

- коэффициент восстановления (сохранения) полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{вх}$;
- степень повышения давления в воздухозаборнике $\pi_{вх}$;
- коэффициент внешнего лобового сопротивления воздухозаборника $c_{x вх}$;
- коэффициент расхода воздуха, проходящего через воздухозаборник φ ;
- коэффициент запаса устойчивой работы воздухозаборника $\Delta K_y^{вх}$.

Процесс торможения потока в реальном входном устройстве сопровождается необратимыми потерями энергии. Полное давление воздушного потока складывается из двух составляющих – статической и динамической.

Коэффициент восстановления (сохранения) полного давления $\sigma_{вх}$, оценивающий газодинамические потери в процессе сжатия воздуха в воздухозаборнике от скоростного напора, представляет отношение полного давления на выходе из воздухозаборника P_1^* к полному давлению воздуха в невозмущенном набегающем потоке P_H^* :

$$\sigma_{вх} = \frac{P_1^*}{P_H^*}.$$

Для современных конструкций воздухозаборников значение коэффициента восстановления (или сохранения) полного давления находится в пределах $\sigma_{вх} = 0,96$.

Степень повышения давления в воздухозаборнике $\pi_{вх}$ равна отношению полного давления за воздухозаборником P_1^* к давлению невозмущенного потока P_H :

$$\pi_{вх} = \frac{P_1^*}{P_H} = \sigma_{вх} \cdot \frac{P_H^*}{P_H} = \sigma_{вх} (1 + 0,2M^2)^{3,5}. \quad (5.1)$$

При анализе формулы (5.1) можно отметить, что степень повышения давления в воздухозаборнике $\pi_{\text{вх}}$ в значительной степени зависит от скорости полета или числа Маха M (рис. 5.7).

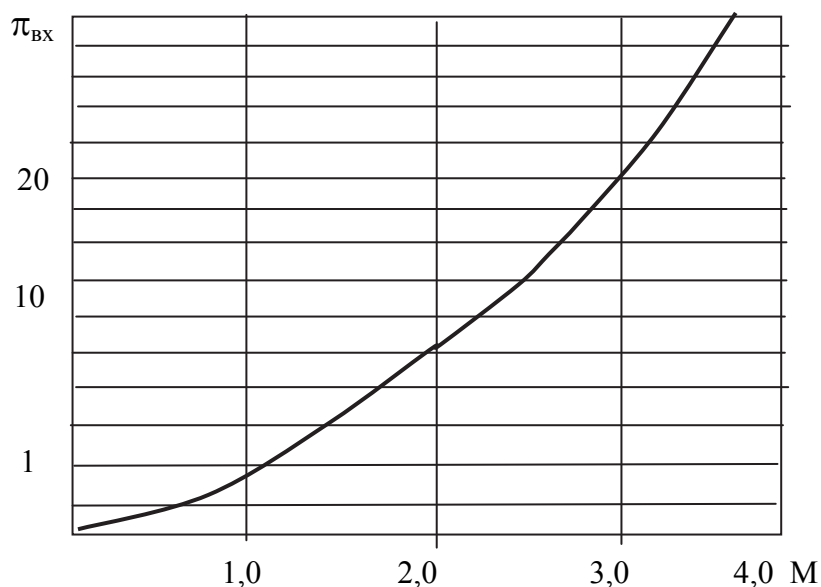


Рис. 5.7. Изменение степени повышения давления во входном устройстве в зависимости от числа Маха

Коэффициент внешнего лобового сопротивления $C_{x \text{ вх}}$ равен отношению силы лобового сопротивления входного устройства $X_{\text{вх}}$ к произведению площади миделя воздухозаборника $F_{\text{м}}$ и величины скоростного напора q :

$$C_{x \text{ вх}} = X_{\text{вх}} / F_{\text{м}} \cdot q; \quad q = \frac{1}{2} \rho \cdot V_n^2.$$

Сила $X_{\text{вх}}$ может составлять до 30 % тяги самолета на нерасчетных режимах работы, поэтому принимают все меры для снижения $X_{\text{вх}}$.

Коэффициент расхода φ характеризует режим работы воздухозаборника и запас его устойчивости. Коэффициент расхода φ является важной характеристикой для воздухозаборника и определяется отношением площадей: фактической площади струи, входящей в воздухозаборник $F_{\text{ф}}$ к геометрической площади входа воздухозаборника $F_{\text{вх}}$

$$\varphi = \frac{F_{\text{ф}}}{F_{\text{вх}}}$$

На расчетном режиме в воздухозаборник поступает максимально возможное количество воздуха при определенной скорости, следовательно, $\varphi = 1$ (рис. 5.8). На нерасчетных режимах коэффициент φ может быть больше или меньше единицы. На расчетном режиме площади входящего потока и геометрическое сечение входа воздухозаборника равны, $\varphi = 1$ (рис. 5.8, а); в случае, приведенном на рис. 5.8, б, наступает нерасчетный

режим – поток поступает на вход воздухозаборника суженный, площадь его сечения меньше, чем площадь входа воздухозаборника, $\varphi < 1$; в случае, приведенном на рис. 5.8, в, также наступает нерасчетный режим – площадь входящего воздушного потока больше площади входа воздухозаборника, $\varphi > 1$.

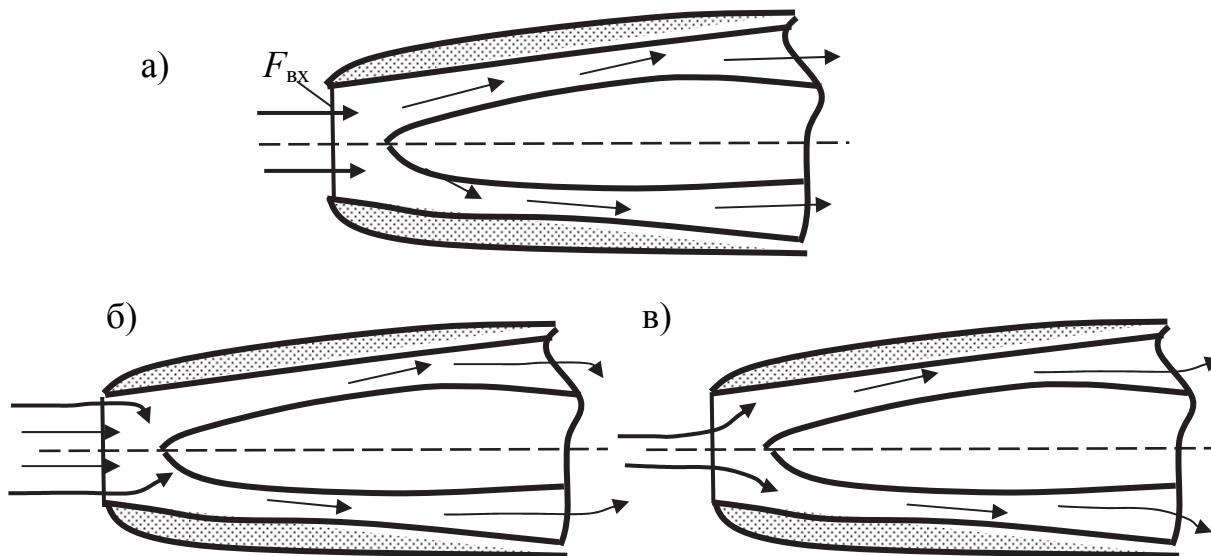


Рис. 5.8. Иллюстрация изменения входной площади воздушного потока: а – расчетный режим; б, в – нерасчетные режимы

На основании многочисленных замеров строят расходные (или дроссельные) характеристики воздухозаборника, которые охватывают всевозможные режимы работы входных устройств. Это характеристики зависимости коэффициента сохранения полного давления $\sigma_{вх}$ от расхода поступающего в воздухозаборник воздуха φ , т.е. зависимость $\sigma_{вх} = f(\varphi)$ (рис. 5.9).

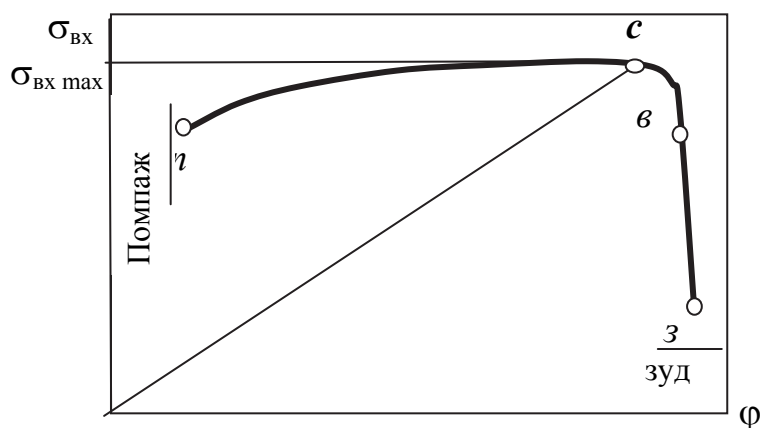


Рис. 5.9. Дроссельная характеристика сверхзвукового воздухозаборника

Точка *в* соответствует критическому режиму работы воздухозаборника. Ветвь характеристики левее точки *в* относится к докритическим режимам, ниспадающая ветвь – к сверхкритическим.

На режиме *с* (оптимальный режим) коэффициент $\sigma_{вх}$ имеет максимальное значение.

На режиме *з* наступает «зуд» (неустойчивая работа с высокочастотными вибрациями) воздухозаборника, на режиме *п* – помпаж (вторая форма неустойчивой работы входного устройства).

Помпаж воздухозаборника проявляется в виде низкочастотных колебаний давления и расхода воздуха (частота 6 – 12 Гц). Признаками помпажа воздухозаборника на самолете являются интенсивные хлопки, «бубнение» в канале воздухозаборника и воспринимаемые в виде толчков и ударов периодические продольные перегрузки, появляющиеся из-за колебаний тяги. Помпаж воздухозаборника в эксплуатации недопустим. Эффективным средством прекращения помпажа воздухозаборника является снижение скорости полета.

Коэффициент запаса устойчивости $\Delta K_y^{вх}$ характеризует удаление рабочего режима воздухозаборника от границ неустойчивой работы, называемой границей помпажа воздухозаборника, и задается в процентах. Можно отметить, что $\Delta K_y^{вх}$ для нерегулируемого воздухозаборника составляет 20 – 30 %.

5.3. Особенности конструкций сверхзвуковых воздухозаборников

В настоящее время конструктивные схемы сверхзвуковых входных устройств практически совершенны и имеют коэффициент сохранения полного давления $\sigma_{вх}$, примерно равный 0,9.

Воздухозаборники для сверхзвуковых скоростей состоят из тонкой, с острой кромкой обечайки и центрального тела клиновидной или осесимметричной формы (рис. 5.10).

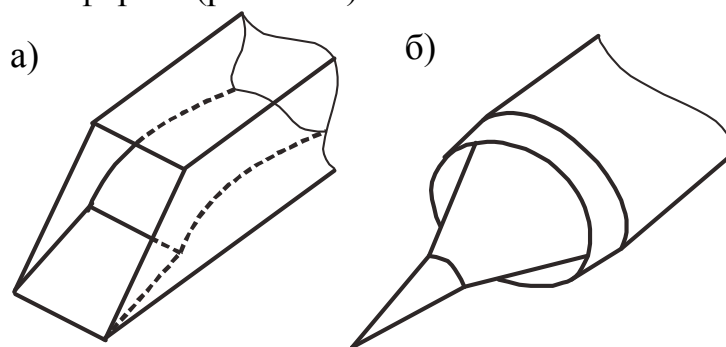


Рис. 5.10. Схемы плоского (а) и осесимметричного (б) входных устройств

Воздухозаборники классифицируют в зависимости от организации процесса торможения в канале воздухозаборника:

- на воздухозаборники внешнего сжатия (рис. 5.11, а);
- воздухозаборники внутреннего сжатия (рис. 5.11, б);
- воздухозаборники смешанного сжатия (рис. 5.11, в).

На рис. 5.11 отмечено: Н – граница невозмущенного потока воздуха; ВХ – входное сечение; КР – критическое сечение, в котором скорость потока достигает скорости, равной $M = 1$; M_{II} – полетное число Маха.

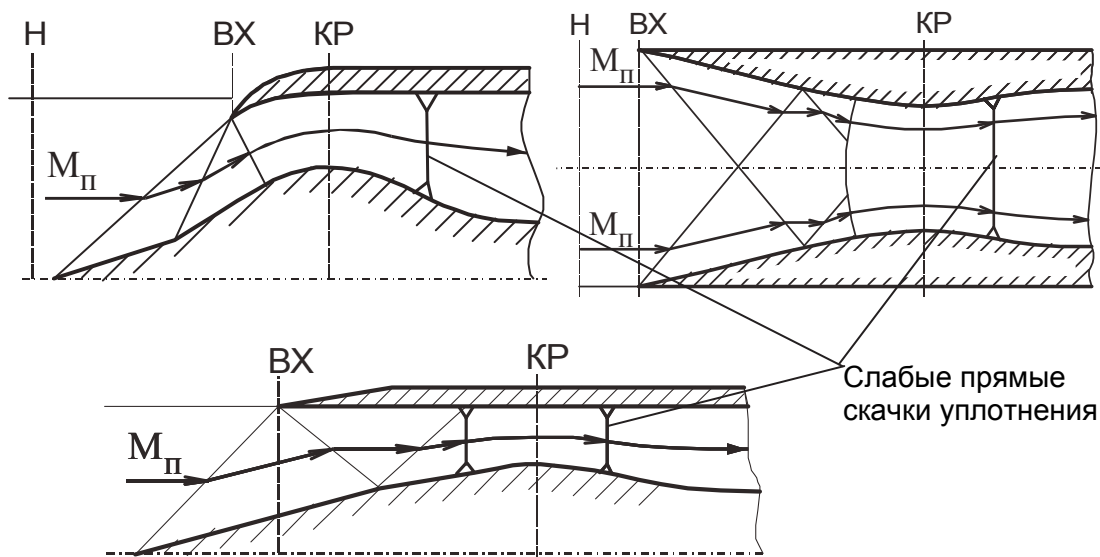


Рис. 5.11. Схемы сверхзвуковых входных устройств внешнего (а), внутреннего (б) и смешанного (в) сжатия

Наиболее широкое распространение получила схема сверхзвукового воздухозаборника с внешним сжатием. В таких воздухозаборниках расчетная система косых скачков уплотнения должна быть построена так, чтобы все они сходились на передней кромке обечайки. При этом коэффициент расхода будет равен $\varphi = 1$ (т.е. обеспечивается максимально возможный расход воздуха через воздухозаборник, а число Маха равно расчетному $M = M^p$).

При прохождении воздушного потока воздуха во внешнем и внутреннем каналах на поверхности центрального тела и обечайки образуются пограничные слои воздуха, имеющие нулевую скорость. Такие слои сужают площадь проходного сечения воздухозаборника и нарушают расчетный режим работы. Появляются потери полного давления, возникает неравномерность и нестационарность потока за воздухозаборником.

Поэтому принимаются специальные меры для снижения вредного влияния указанных факторов:

- центральное тело выполняют регулируемым, оно может перемещаться вперед и назад;

- проводят расчет площади "горла" (самого узкого сечения канала воздухозаборника);
- применяют системы слива (отсоса) пограничного слоя через специальные щели центрального тела (рис. 5.12);
- применяют специальные турбулизаторы для создания зон завихрения и более легкого отсоса пограничного слоя.

Площадь "горла" воздухозаборника обычно выбирается из условия, что скорость потока в нем равна скорости звука.

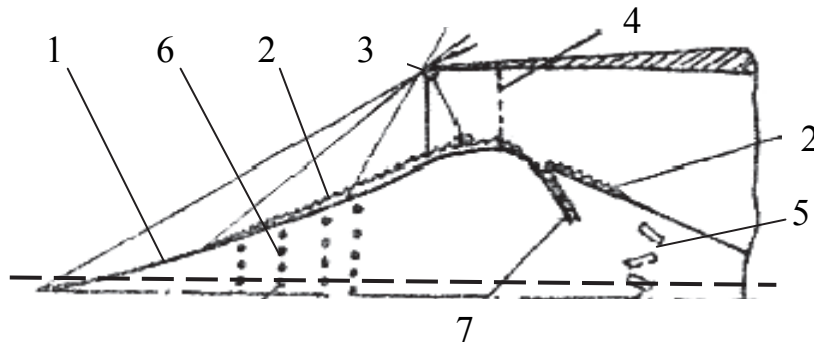


Рис. 5.12. Организация регулирования сверхзвукового воздухозаборника:

- 1 – центральное тело; 2 – пограничные слои воздуха; 3 – кромка обечайки; 4 – горло воздухозаборника; 5 – турбулизаторы; 6 – дополнительные отверстия на центральном теле для слива пограничного слоя; 7 – щель для слива

Турбулизаторы также служат для выравнивания потока перед компрессором в дозвуковой части воздухозаборника, которые выполняются в виде коротких лопаток, имеющих высоту больше толщины пограничного слоя. Кроме того, предусмотрено специальное профилирование внутреннего канала воздухозаборника.

При числе Маха $M < M^p$ (нерасчетный режим) углы наклона скачков уплотнения отходят от кромки обечайки наружу, фактическая площадь воздушного потока F_ϕ становится меньше площади входа воздухозаборника $F_{вх}$, т.е. $\phi < 1$.

При $M > M^p$ (второй нерасчетный режим) скачки уплотнения входят внутрь канала и вновь расчетная система скачков разрушается, фактическая площадь воздушного потока F_ϕ становится больше площади входа воздухозаборника $F_{вх}$, т.е. $\phi > 1$. Коэффициент расхода воздуха через воздухозаборник ϕ становится больше единицы.

В силовой установке самолета F-14 применены относительно простые боковые воздухозаборники с внешним сжатием и горизонтальные подвижные панели для их регулирования (рис. 5.13).

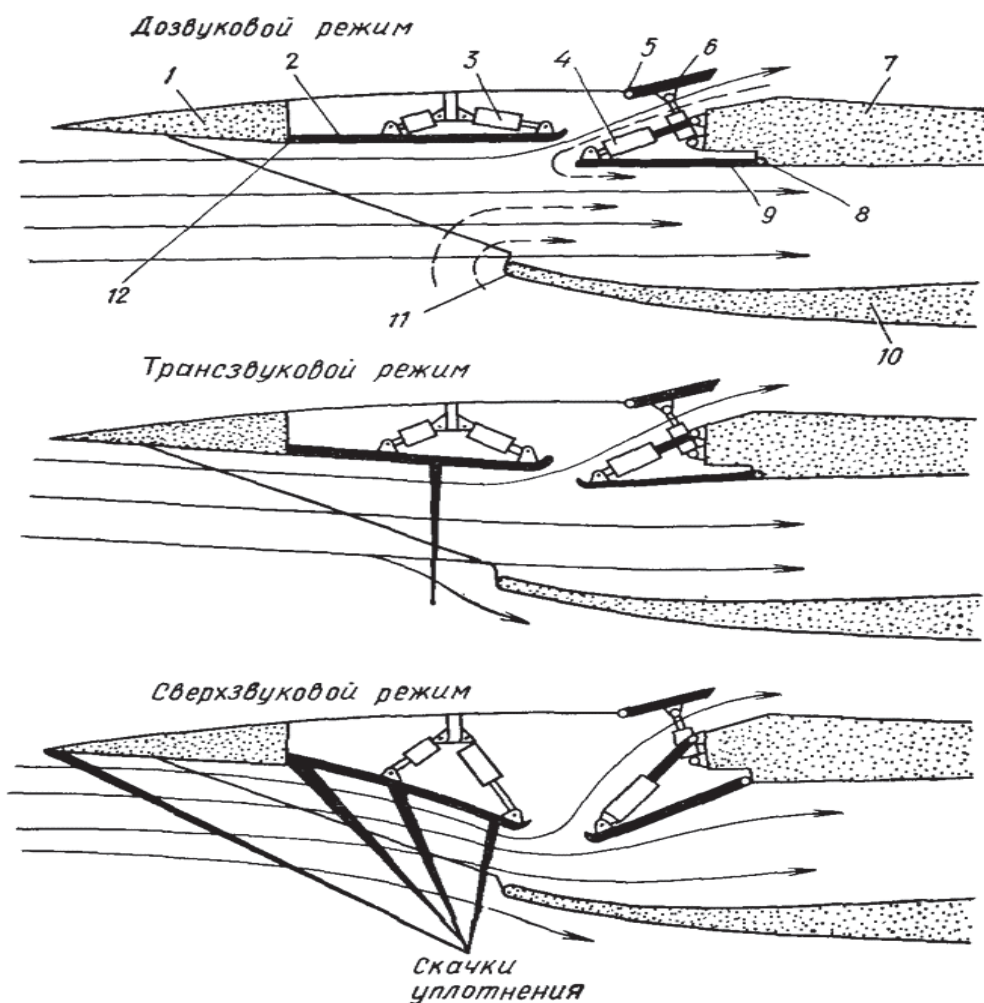


Рис. 5.13. Вариант принципиальной схемы сверхзвукового устройства

Верхняя острая кромка воздухозаборника выдвинута вперед и расположена в носовой части неподвижной части крыла (наплыва). Воздухозаборники выдвинуты вперед, чтобы меньше было влияние крыла, и расположены на некотором расстоянии от фюзеляжа, создавая сравнительно большую щель для отвода пограничного слоя, образовавшегося на носовой части фюзеляжа. Продольные плоскости симметрии воздухозаборников имеют наклон относительно плоскости симметрии самолета в сторону фюзеляжа. Такие конструктивные схемы воздухозаборников имеют хорошую эффективность на маневренных истребителях, высокие значения восстановления полного давления в широком диапазоне скоростей и на больших углах атаки.

Верхняя носовая часть 1 с передней острой кромкой неподвижна и вписывается в конструкцию крыла. Неподвижны верхняя часть воздухозаборника 7, нижняя губа 11 и нижняя часть воздухозаборника 10. Для регулирования воздухозаборника применены три подвижные панели 2, 6 и 9. Горизонтальные панели регулирования воздухозаборников вращаются от-

носителем осей 5, 8 и 12 с помощью силовых цилиндров 3, 4. Поворот панелей для управления воздухозаборником осуществляется автоматически в зависимости от числа M полета. С помощью положения панелей 2 и 9 задаются режимы работы воздухозаборника (в том числе формирование скачков уплотнения), а панель 6 служит для образования щели для перепуска воздуха в атмосферу для согласования работы воздухозаборника с двигателем.

На современных самолетах широкое применение получили автоматические системы регулирования воздухозаборниками, в которых перемещение центрального тела (конуса) или клина (для увеличения или уменьшения площади струи воздуха) осуществляется в зависимости от степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* и от приведенной частоты вращения ротора $n_{пр}$.

Кроме того, для согласования работы сверхзвукового входного устройства и авиационного двигателя в широком диапазоне работ иногда применяют створки перепуска воздуха (противопомпажные створки).

6. КОМПРЕССОРЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

6.1. Общие сведения о компрессорах газотурбинных двигателей

Компрессор авиационного двигателя служит для сжатия и повышения давления воздушного потока (накопления потенциальной энергии потока) и подачи его в камеру сгорания с наименьшими потерями давления.

В зависимости от габаритов компрессора определяют размеры, вес и экономичность всего двигателя.

Компрессор как один из важнейших агрегатов авиационного двигателя должен:

- обеспечить подачу воздуха в камеру сгорания с определенными параметрами;
- обеспечить заданную степень повышения давления π_k^* на выходе компрессора;
- иметь высокий КПД на рабочих режимах (до $\eta_k^* = 0,86$);
- обеспечить устойчивую работу на всех режимах работы и полета;
- иметь высокую эксплуатационную надежность.

Различают компрессоры двух типов: **центробежные** (ЦК) (рис. 6.1) и **осевые** (ОК) (рис. 6.2). По конструкции они принципиально отличаются друг от друга.

Главной частью центробежного компрессора является рабочее колесо (диск) 1, имеющее на торцевой поверхности радиально расположенные лопатки 2. Чаще всего лопатки расположены с обеих сторон колеса (рис. 6.3).

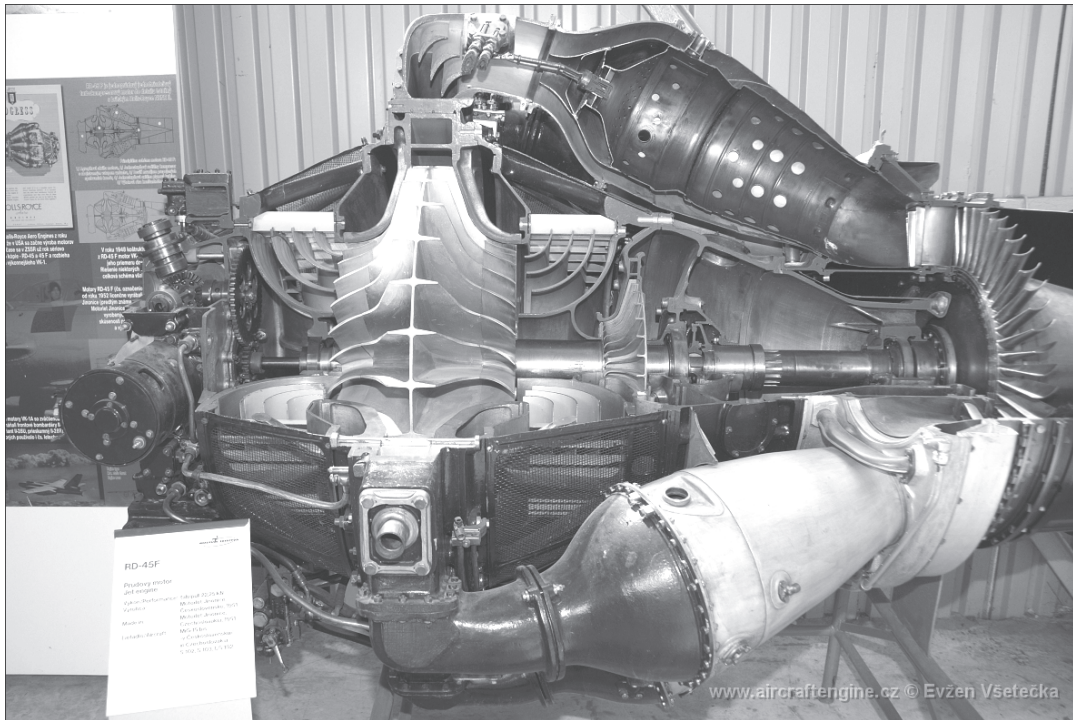


Рис. 6.1. Центробежный компрессор авиационного двигателя

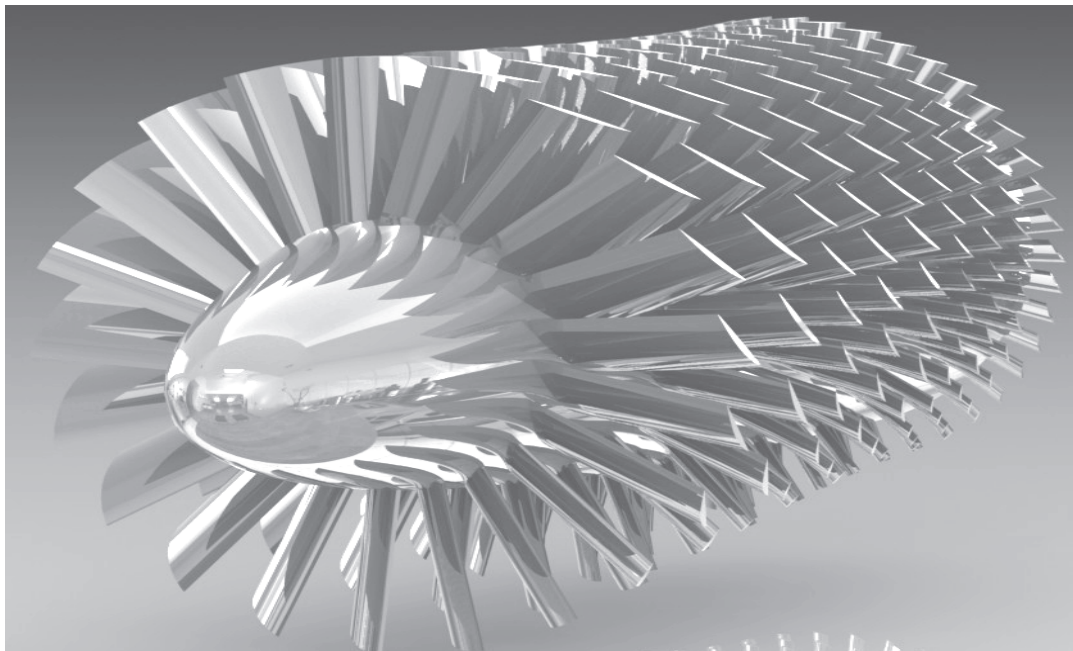


Рис. 6.2. Осевой компрессор авиационного двигателя

При вращении колеса воздух, находящийся между лопатками колеса, вовлекается во вращение относительно оси колеса и под действием центробежных сил движется от центра колеса к его периферии в лопаточный диффузор. За счет этого на входе в колесо создается разрежение, обеспечивающее поступление воздуха и его сжатие в компрессоре. Сжатый воздух поступает через выходные патрубки в камеру сгорания (рис. 6.3).

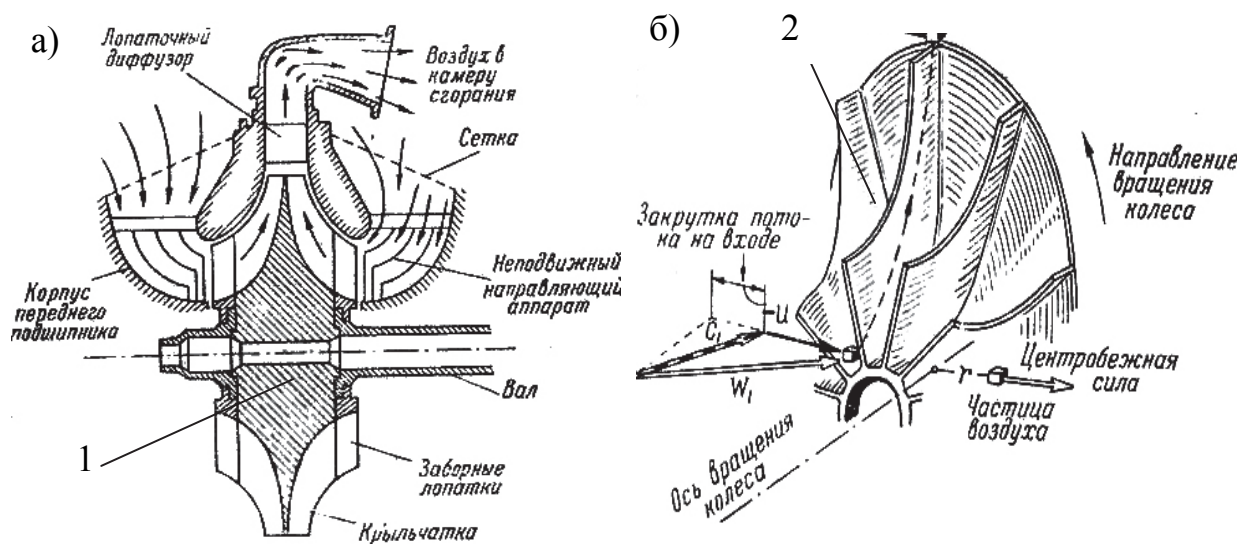


Рис. 6.3. Схема работы центробежного компрессора:
 а – двухстороннее рабочее колесо; б – одностороннее рабочее колесо
 1 – рабочее колесо (диск); 2 – лопатки

В ГТД применяют одноступенчатые ЦК, обеспечивающие степень повышения давления π_k^* до 4,5. Для получения больших π_k^* центробежный компрессор должен иметь два колеса, два диффузора, что утяжеляет его конструкцию.

Принципиально **осевой** компрессор (рис. 6.4) состоит из двух основных частей: вращающегося ротора с закрепленными в дисках рабочими лопатками РЛ и неподвижного статора с закрепленными в нем лопатками направляющего аппарата.

Один ряд лопаток ротора на диске образуют **рабочее колесо**.

Статор представляет обод, по внутреннему контуру которого расположены несколько рядов неподвижно закрепленных лопаток.

Один ряд таких неподвижных лопаток образуют **направляющий аппарат СА**, обеспечивают требуемое направление воздушного потока, безотрывное обтекание лопаток.

Сочетание рабочего колеса и следующего за ним направляющего аппарата называют **ступенью компрессора**.

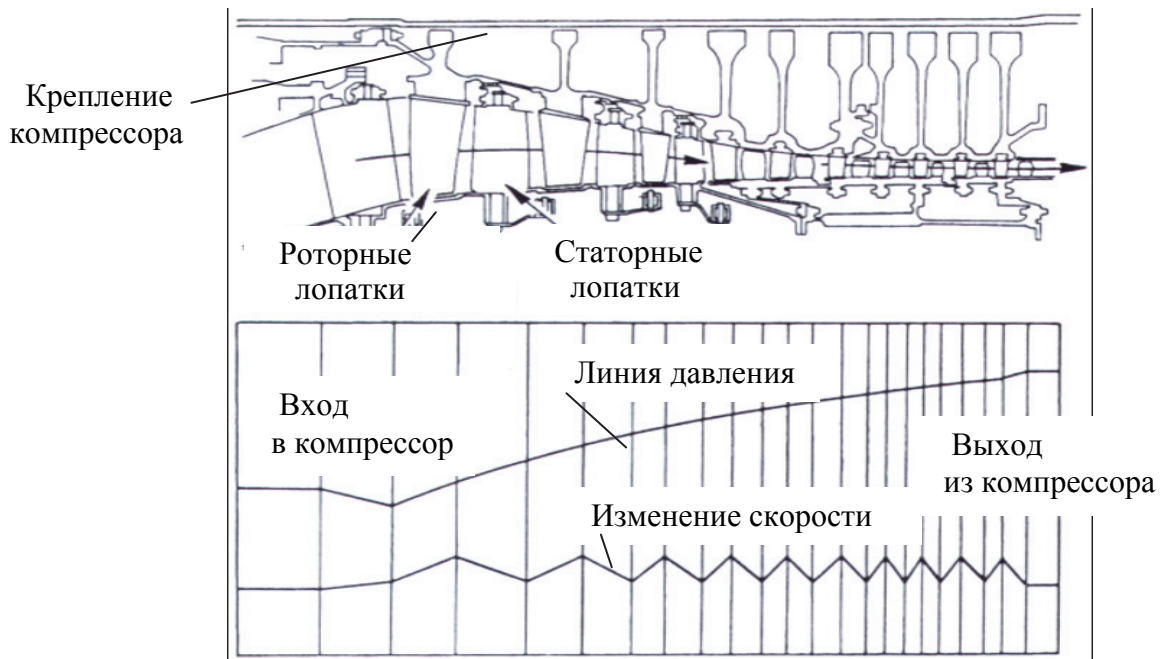


Рис. 6.4. Проточный сужающийся канал осевого компрессора

Профиль проточного канала компрессора выполнен от сечения к сечению *сужающимся* в соответствии с условием *постоянства расхода воздуха* G_v , проходящего через компрессор:

$$G_v = \text{const}; \quad G_v = \rho \cdot c_2 \cdot S_k,$$

где ρ – плотность воздуха; c_2 – абсолютная скорость воздушного потока в компрессоре; S_k – площадь проходных сечений компрессора.

В проточном канале компрессора давление воздуха, его плотность от сечения к сечению увеличиваются при одновременном снижении абсолютной скорости.

Лопатки ротора и статора ОК образуют *межлопаточные каналы*, по которым движется воздух. При рассечении ступени компрессора цилиндрической поверхностью и последующим развертывании этой поверхности на плоскости можно получить решетки профилей рабочего колеса и спрямляющего аппарата (рис. 6.5). Межлопаточные каналы аэродинамически спрофилированных лопаток компрессора выполнены расширяющимися.

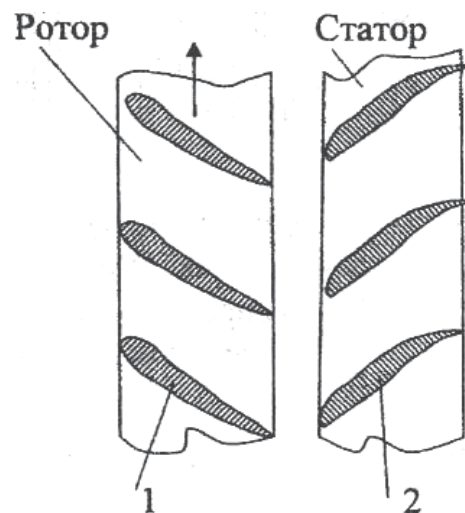


Рис. 6.5. Решетка профилей:
1 – рабочее колесо,
2 – направляющий аппарат

В результате расширения межлопаточных каналов на рабочем колесе дозвуковой поток в них движется с замедлением, а температура и давление потока повышаются. В направляющем аппарате происходит торможение потока, давление продолжает повышаться, а абсолютная скорость падает. На следующем РК давление воздуха еще более повышается, а абсолютная скорость становится больше за счет внешней энергии, передаваемой с турбины, но не превосходит скорости, которая была приобретена на предыдущей степени. В результате на выходе из компрессора поток воздуха имеет скорость, меньшую, чем на входе в компрессор, а давление повышается в 7 – 18 раз. То есть степень повышения давления в осевом компрессоре $\pi_k^* = 7 - 18$.

Осевые компрессоры имеют бесспорное преимущество перед **центробежными**: при одинаковой лобовой площади осевые компрессоры способны пропустить через свой канал больший весовой расход воздуха и сильнее сжать воздух, чем центробежные.

Поэтому в настоящее время ЦК, как маломощные, используются в турбостартерах, турбогенераторах как вспомогательные двигатели.

Осевые компрессоры классифицируют:

- по числу роторов (валов или каскадов): на одно-, двух-, трехкаскадные. У одновального компрессора (рис. 6.6) число ступеней доходит до 7 – 9, степень повышения давления $\pi_k^* = 8,0 - 9,0$.

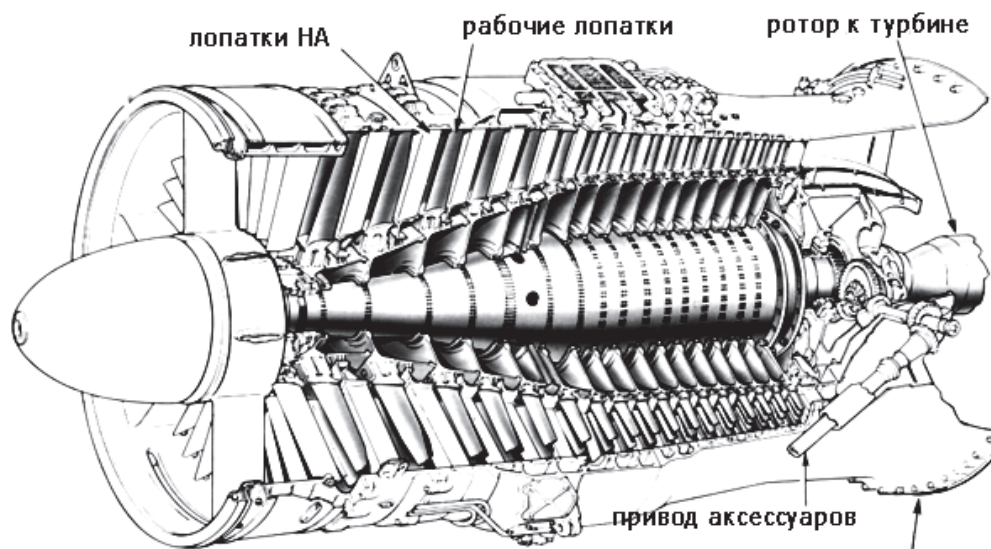


Рис. 6.6. Однороторный компрессор

У двухвальных компрессоров число ступеней от 10 до 18 и более, степень повышения давления π_k^* доходит до 18. У трехвального компрессора степень повышения давления достигает 20 – 30 при числе ступеней от 20 до 30. На рис. 6.7 представлены схемы компрессоров;

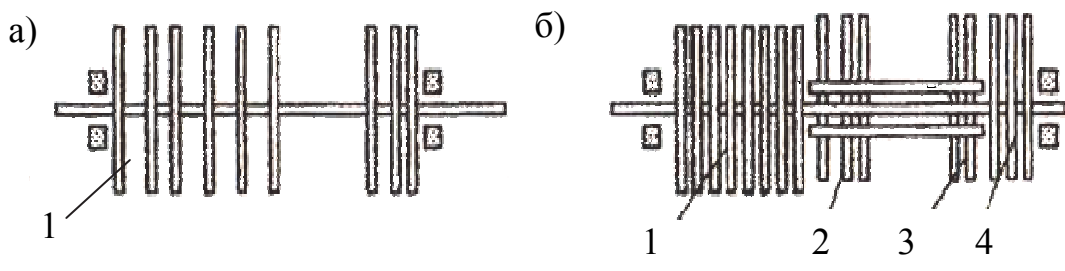


Рис. 6.7. Схемы турбокомпрессоров: а – однокаскадных; б – двухкаскадных:

1 – компрессор низкого давления; 2 – компрессор высокого давления; 3 – турбина высокого давления; 4 – турбина низкого давления

- по скорости воздуха на входе в рабочее колесо – на дозвуковые и сверхзвуковые;
- по конструкции статора: с постоянным (рис. 6.8, а), переменным (рис. 6.8, б), комбинированным (рис. 6.8, в) диаметром статора;

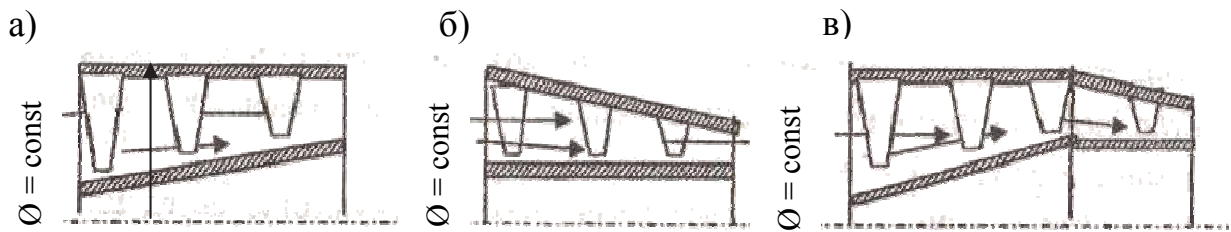


Рис. 6.8. Варианты статоров осевых компрессоров

- по конструкции роторов: на дисковые (рис. 6.9, а), барабанные (рис. 6.9, б), комбинированные (рис. 6.9, в).

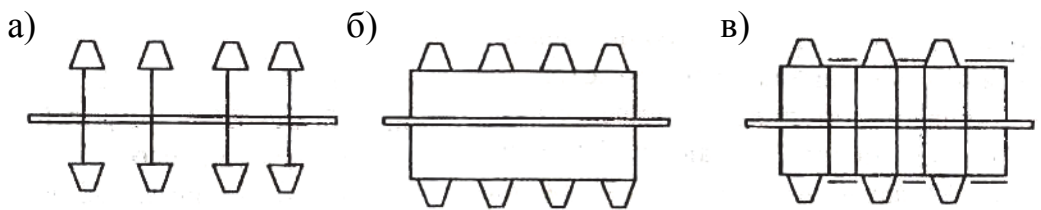


Рис. 6.9. Конструкции роторов осевых компрессоров

Ротор **дискового типа** имеет соединенные с валом специально профилированные диски, на периферии которых крепятся рабочие лопатки. Диски запрессовываются на вал ротора с усилием от 10 до 15 т либо ставятся на мощную шпонку. Диски ротора обладают большой прочностью и позволяют работать на больших окружных скоростях до 250 – 300 м/с. Поэтому ступени компрессора с дисковыми роторами являются высоконапорными и применяются для получения высоких степеней повышения давления воздуха.

У ротора *барабанного типа* несколько рядов лопаток закрепляются на цилиндрическом или коническом барабане, представляющем собой поковку из алюминиевого сплава или стали, механически обработанную со всех сторон.

Достоинствами ротора барабанного типа являются простота конструкции и сравнительная простота производства, большая поперечная жесткость ротора. Окружная скорость на наружном диаметре барабана из условий прочности допускается не более 180 – 200 м/с, но ротор получается тяжелым и длинным, с большим количеством ступеней.

Конструкцией, сочетающей в себе достоинства роторов барабанного и дискового типов, является ротор *комбинированного* или *смешанного типа*. В нем отдельные секции, имеющие диски и барабанные участки, соединяются между собой, причем соединение делается на таком радиусе, где окружная скорость невелика и соответствует условиям прочности барабана. Эта барабанно-дисковая конструкция имеет достаточно большую жесткость и большое критическое число оборотов. Окружная скорость на наружном диаметре ротора смешанной конструкции допускается до 360 м/с. Такой тип ротора в авиационных двигателях получил наибольшее распространение.

6.2. Режимы работы и помпаж осевых компрессоров

Основными параметрами, характеризующими работу осевого компрессора, являются:

- расход проходящего через компрессор воздуха G_B ;
- степень повышения давления в компрессоре π_k^* ;
- КПД компрессора η_k^* .

На расчетном режиме компрессор имеет определенные значения этих параметров, которые обеспечиваются соответствующим профилированием проточной части компрессора (уменьшением проходных сечений проточной части компрессора от ступени к ступени), установкой лопаток на роторе и статоре под определенными углами атаки для плавного обтекания их потоком.

Течение воздушного потока в отдельных ступенях (обычно первых и последних) многоступенчатого осевого компрессора при изменении частоты вращения ротора двигателя, скорости и высоты полета может существенно отличаться от расчетного режима, температуры наружного воздуха, если не использовать системы автоматического регулирования двигателя. В этих случаях возможно образование отрывных зон воздуха на профиле лопаток, срыв потока с лопаток первых или последних ступеней компрессора, удары потока о лопатку, пульсация потока. Эти явления снижают эффективность процесса сжатия воздуха, ухудшают характеристики

компрессора, могут привести к неустойчивой работе компрессора, помпажу компрессора, остановке всего двигателя.

Режимы работы компрессора сведены в специальные графики – **характеристики** компрессора, представляющие собой графики зависимости степени повышения давления в компрессоре π_k^* от приведенного расхода воздуха $G_B^{пр}$ и приведенной частоты оборотов ротора $n_{пр}$ в процентах.

На рис. 6.10, а представлена характеристика нерегулируемого высоконапорного компрессора на одном из режимов его работы и графики запаса устойчивой работы регулируемого (1) и нерегулируемого (2) компрессоров (рис. 6.10, б). Линия $n-p-v$ – рабочая линия компрессора, p – расчетная точка, соответствующая $n_{пр} = 100\%$ (расчетный режим), ломаная линия $z-z$ – граница устойчивой работы компрессора. $n_{пр} = 95\%$.

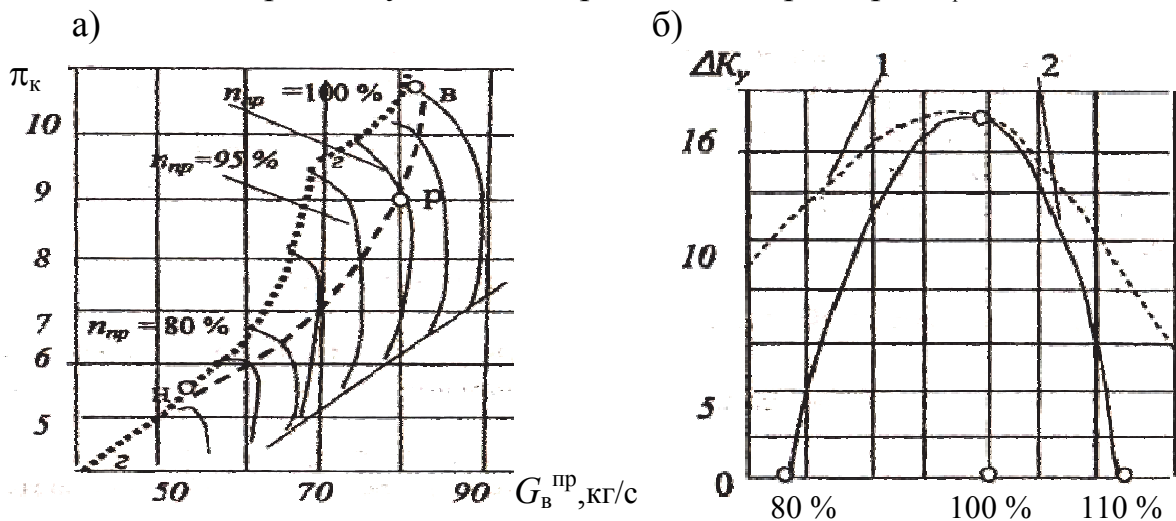


Рис. 6.10. Рабочие характеристики: а – нерегулируемый компрессор; б – диапазон устойчивой работы регулируемого компрессора

Одним из наиболее важных параметров компрессора является запас устойчивой работы или запас устойчивости компрессора ΔK_y . Величина ΔK_y при каждом значении приведенных оборотов $n_{пр}$ характеризует относительное удаление рабочей точки от границы устойчивой работы компрессора (ΔK_y выражается в процентах).

Из графика (рис. 6.10, б) следует, что режим неустойчивой работы нерегулируемого компрессора наблюдается при минимальном $n_{пр} = 83\%$, тогда $\Delta K_y = 0$ и наступает **нижний срыв** (нижний помпаж), и при максимальном $n_{пр} = 110\%$, тогда наступает **верхний срыв** (верхний помпаж) нерегулируемого компрессора. Узкий диапазон устойчивой работы нерегулируемых компрессоров практически исключает возможность их использования в современных ГТД.

Для регулируемого компрессора диапазон запаса устойчивой работы значительно шире, и вероятность попадания в помпаж крайне мала.

Нижний помпаж характерен чрезмерным увеличением углов атаки на первых ступенях компрессора (выше критических), образуются локальные зоны срыва, возникают опасные вибрации лопаток (зуд). Такое явление реализуется либо при значительном уменьшении частоты вращения ротора ниже 83 % $n_{пр}$, либо при максимальной частоте вращения ротора.

Верхний помпаж возникает при значениях $n_{пр}$ больше расчетных, параметры π_k^* и давление p на последних ступенях оказываются больше потребных. Это приводит к уменьшению осевых скоростей потока на последних ступенях, увеличению углов атаки и срыву потока с них. Такие условия обтекания приводят к явлению верхнего срыва (верхнего помпажа) лопаток компрессора в момент достижения точки v на характеристике компрессора (см. рис. 6.10, *a*). На последних ступенях по всей высоте лопаток компрессора образуются зоны срыва, срыв почти мгновенно распространяется на весь компрессор, при этом сжатый воздух выбрасывается из компрессора во входное устройство. Давление за компрессором падает (раздается характерный хлопок). Это явление может возникнуть, когда двигатель работает на максимальной частоте ротора, при низкой температуре окружающего воздуха и малых скоростях полета. Верхний помпаж в эксплуатации недопустим, так как он практически мгновенно разрушает лопатки компрессора.

Наиболее эффективная мера предупреждения помпажа – регулирование поворотом лопаток направляющего аппарата и входного направляющего аппарата первых и последних ступеней.

Режимы работы средних ступеней мало отличаются от расчетных, поэтому их не регулируют. Применение компрессора двухвальной схемы также дает высокий эффект по предупреждению помпажа, так как имеется возможность по-разному изменять обороты первых и последних ступеней независимо друг от друга.

Кроме того, двухвальные компрессоры обладают свойством саморегулирования, в результате чего углы атаки потока у них на первых и последних ступенях в меньшей степени отклоняются от расчетных при изменении режимов полета и работы компрессора.

Ограниченное применение для исключения помпажа находят ленты перепуска воздуха наружу из средних ступеней компрессора (особенно при запуске и при пониженных оборотах). Их применение ведет к уменьшению тяги и экономичности АД, поэтому ленты перепуска воздуха на современные двигатели не ставятся.

7. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Камеры сгорания предназначены для преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию газового потока путем горения.

При этом должно выполняться основное требование: *обеспечены устойчивый процесс горения и высокая полнота сгорания топлива*. Важное значение имеет также требование безотказного запуска (розжига) камер сгорания в условиях полета. Это необходимо для обеспечения повторного запуска двигателя при его самовыключении в воздухе и для надежного включения форсажа.

Существуют два типа авиационных камер сгорания: основные и форсажные.

Основные камеры сгорания работают при температурах 1800 – 2000 °С. Допустимая температура газа на выходе из основных камер сгорания ограничивается возможностями материала и способом охлаждения лопаток турбины. Основные камеры сгорания работают в течение всего полета самолета, они надежны, имеют КПД в пределах 0,96.

Форсажные камеры сгорания работают при больших температурах и скоростях газа. Они предназначены для увеличения тяги во время взлета и при совершении маневра во время полета.

7.1. Типы основных камер

Все многообразие камер сгорания укладывается в три схемы: индивидуальные или трубчатые, трубчато-кольцевые и кольцевые.

Трубчатые камеры сгорания (рис. 7.1) применяются на авиадвигателях как с центробежным, так и с осевым компрессорами. Каждая из таких камер работает индивидуально, они не входят в силовую схему двигателя и являются быстросъемными (их можно снять с двигателя или установить, не разбирая самого АД). На двигатель устанавливают несколько (от 9 до 14) трубчатых камер сгорания по периметру. Основными частями камер сгорания являются кожух *1* и жаровая труба *2*.

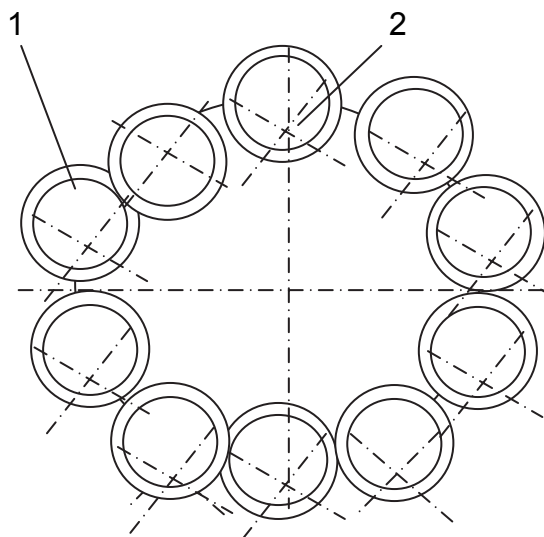


Рис. 7.1. Расположение трубчатых камер сгорания на двигателе

Трубчато-кольцевая камера сгорания (рис. 7.2) состоит из нескольких жаровых труб 1, размещенных в общем кольцевом кожухе 2.

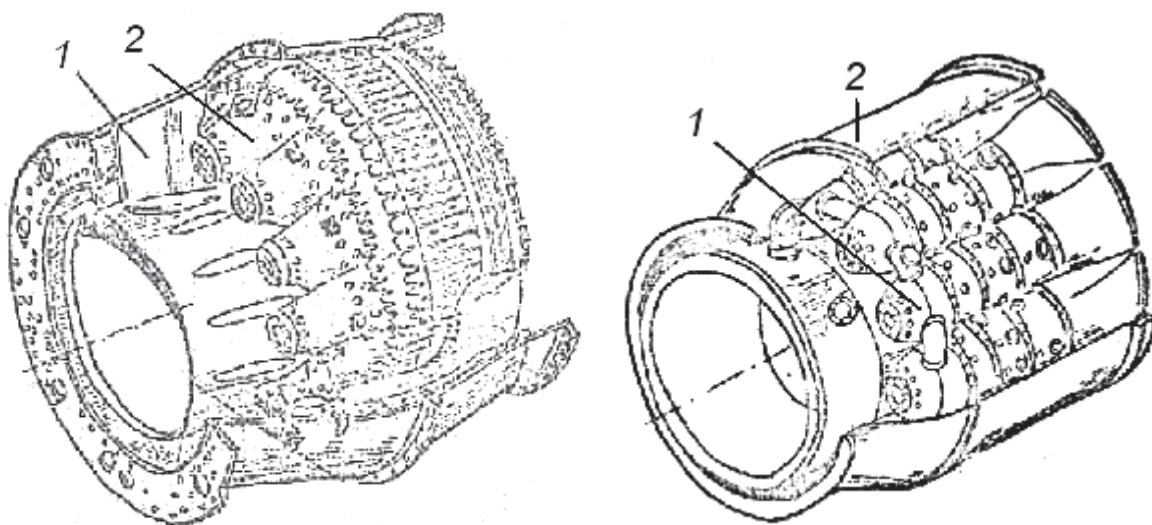


Рис. 7.2. Конструктивные варианты трубчато-кольцевых камер сгорания

Кольцевая камера сгорания (рис. 7.3) состоит из кольцевого кожуха, расположенного вокруг вала двигателя, внутри кожуха находится также кольцевая жаровая труба, опирающаяся в передней части на топливные форсунки, корпуса которых выполняются силовыми.

Существуют смешанные конструкции камер сгорания, содержащие элементы трубчатой и кольцевой камер сгорания, в которых отдельные жаровые трубы переходят в кольцевую жаровую трубу.

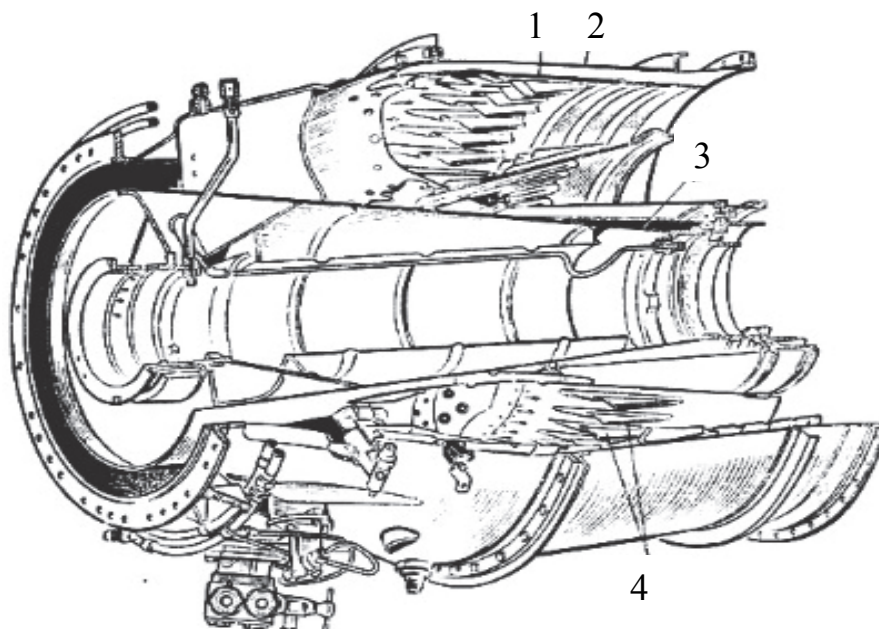


Рис. 7.3. Конструкция кольцевой камеры сгорания:
1 – наружный кожух; 2 – жаровая труба; 3 – внутренний кожух;
4 – сопла

Кольцевая камера сгорания получила наибольшее распространение в современном авиадвигателестроении.

В кольцевой камере сгорания успешно сочетаются преимущества всех камер сгорания:

- компактность, малые диаметральные размеры;
- включение внешних и внутренних стенок камер сгорания в силовую схему АД;
- легкое воспламенение форсунок от соседних при срыве пламени на одной из них;
- отсутствие газосборника на входе в турбину;
- небольшие тепловые и гидравлические потери.

Принципиальная схема камеры сгорания приведена на рис. 7.4.

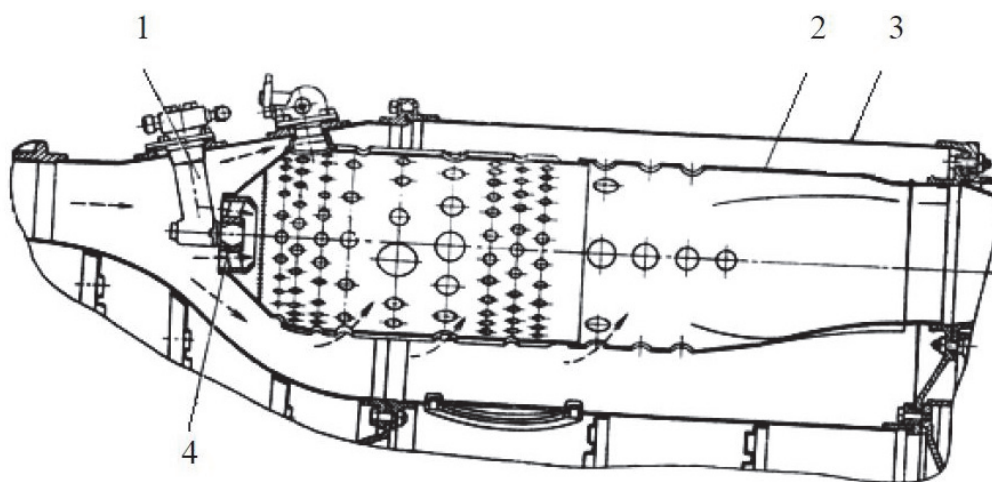


Рис. 7.4. Конструкция камеры сгорания:
1 – форсунки; 2 – жаровая труба; 3 – кожух камеры;
4 – стабилизатор пламени (завихритель)

По способу подачи топлива в камеры сгорания различают:

- подачу топлива через форсунки с распылением под высоким давлением от 40 до 60 кг/см²;
- подачу топлива под низким давлением с применением испарительного устройства.

Широкое применение получил первый способ – подача топлива посредством форсунок, так как при втором способе подачи топлива происходит коксование топлива в испарительном устройстве.

По направлению подачи топлива из форсунок в камеру сгорания различают:

- камеры с подачей по направлению основного потока;
- камеры с подачей топлива против потока движения воздуха.

На современных двигателях применяется исключительно подача топлива по потоку воздуха, как более эффективная.

7.2. Организация горения в камерах сгорания

От организации процесса горения в камерах сгорания зависят надежность, эффективность, КПД всего авиадвигателя.

Процесс горения во всех камерах сгорания, несмотря на разнообразие конструктивных схем, происходит на основе двух принципов:

- 1) разделение потока воздуха на первичный G_B^I и вторичный G_B^{II} ;
- 2) стабилизация пламени за счет создания зон обратных токов.

В камеру сгорания из компрессора воздушный поток поступает со скоростью 150 – 200 м/с (540 – 720 км/ч) и большим давлением. Организовать процесс горения в воздухе, имеющем такую скорость, сложно. Поэтому все основные камеры сгорания имеют во входной части диффузор, в котором скорость воздушного потока снижается, предварительно затормозившись до скорости 40 – 60 м/с. Попав в лопаточный завихритель, воздух вторично тормозится до скорости 20 – 30 м/с. Двойное торможение потока необходимо для предупреждения уноса пламени потоком воздуха за пределы камеры, так как даже после двойного торможения скорость потока воздуха может превышать скорость распространения фронта пламени.

Устойчивость пламени и стабильность горения зависят в основном от количества подаваемого топлива для сгорания его в воздушном потоке.

Для расчета оптимальных параметров горения в камерах сгорания вводят коэффициент избытка воздуха α , который представляет собой отношение действительного количества воздуха, участвующего в процессе горения G_B^g , к количеству воздуха, теоретически необходимого для обеспечения полного сгорания топлива G_B^m .

Основные камеры сгорания работают при очень высоких значениях коэффициентов избытка воздуха α , достигающих 2,5 – 3,5. Такие значения α , т.е. большой избыток воздуха, необходимы для обеспечения безопасной работы турбины.

Максимальная скорость сгорания и устойчивое горение топливовоздушной смеси реализуются при составе смеси с $\alpha = 0,9 – 0,95$, т.е. в горении участвует одна треть от всего воздушного потока. При $\alpha = 2,5 – 3,5$ топливовоздушная смесь не воспламеняется и не горит. Поэтому на входе в камерах сгорания поток воздуха разделяется на *первичный*, который участвует в процессе горения в жаровой трубе, и *вторичный*, который служит для охлаждения стенок жаровой трубы и кожуха, а также для снижения температуры газов на входе в турбину.

Первичный воздух входит в жаровую трубу камеры сгорания и составляет примерно 30 – 35 % от общего количества воздуха, поступающего в камеру сгорания. Топливовоздушная смесь внутри жаровой трубы воспламеняется при коэффициенте избытка воздуха $0,5 < \alpha < 1,4$.

При $\alpha < 0,5$ получается слишком богатая топливом топливоздушная смесь и воспламенения не происходит (происходит *богатый* срыв пламени); при $\alpha > 1,4$ топливоздушная смесь слишком бедна топливом и происходит *бедный* срыв пламени в жаровой трубе.

Организация процесса горения в камере сгорания показана на рис. 7.5. Первичный воздух из входного диффузора 1 поступает через передние ряды отверстий в стенке жаровой трубы 2 непосредственно к месту расположения топливной форсунки 5. В этой зоне происходит воспламенение и горение топливоздушной смеси. Для обеспечения устойчивого и полного сгорания топлива создается зона обратных токов пламени: часть первичного воздуха поступает в зону горения через лопаточный завихритель 4. Поступивший через завихритель воздух закручивается и образует вращающийся вокруг оси камеры воздушный вихрь. У оси жаровой трубы создается область пониженного давления, куда устремляется поток из средней части камеры.

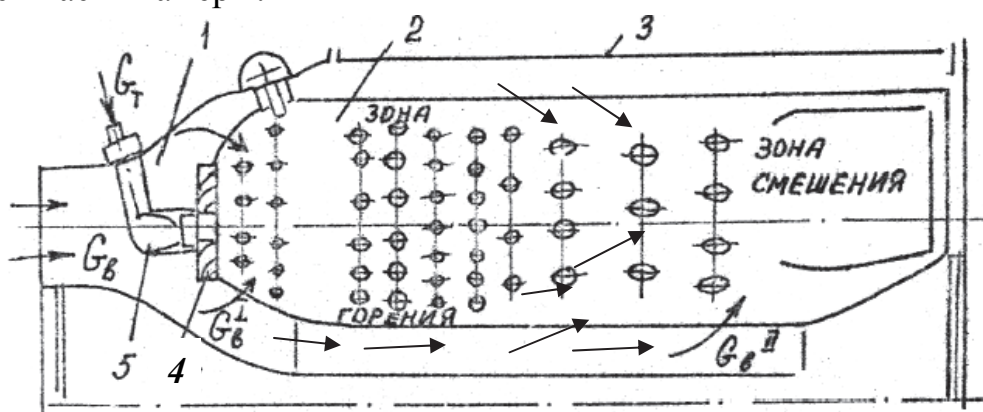


Рис. 7.5. Схема организации горения в камере сгорания

Этот эффект создает зону обратных токов. При этом обеспечивается устойчивое горение, высокая скорость сгорания, широкий диапазон устойчивого горения.

Температура газов в зоне горения (одна треть длины жаровой трубы) достигает $1800 - 2700$ °С. В пределах этой зоны *горения* процесс сгорания топлива заканчивается.

Вторичный воздух подводится через задние ряды отверстий жаровой трубы (в зону *смешения*) и смешивается с продуктами сгорания. Получающаяся газовая смесь имеет меньшую температуру, чем в зоне горения. В зоне смешения часть топлива, не успевшая сгореть в зоне горения, уже не сможет сгореть, так как температура газов в зоне смешения резко снижена.

Кожух камеры сгорания охлаждается также вторичным воздухом до температуры, допустимой для материала кожуха.

Для оценки надежности работы основных камер сгорания важнейшее значение имеют так называемые *срывные* характеристики (рис. 7.6).

Они устанавливают границы срыва пламени в камерах сгорания в зависимости от основных параметров: коэффициента избытка воздуха α , частоты вращения ротора n , скорости полета, давления и температуры воздуха на входе в камеру сгорания. Снижение давления и температуры воздуха с увеличением высоты полета отрицательно сказывается на процессе горения: уменьшается степень турбулентности потока в зоне обратных потоков и ухудшается испарение топлива. Эти явления приводят к сужению диапазона устойчивой работы камер сгорания на больших высотах (рис. 7.6, а).

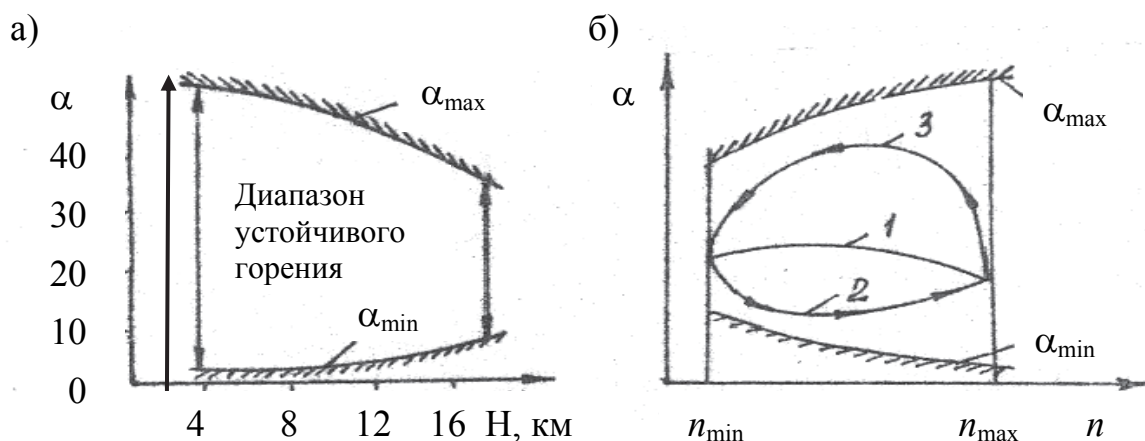


Рис. 7.6. Срывные характеристики камер сгорания в зависимости: а – от высоты полета; б – от частоты вращения ротора

На *установившихся* режимах работы камер сгорания коэффициент α изменяется в сравнительно небольших пределах (линия 1 на рис. 7.6, б). При резком перемещении ручки управления двигателем (РУД) на увеличение подачи топлива (линия 2) или на уменьшение подачи топлива (линия 3) коэффициент α изменяется в широком диапазоне.

Для исключения возможности срыва пламени при резком перемещении РУД двигатель снабжается устройствами, не допускающими уменьшения расхода топлива через форсунки ниже некоторого минимально допустимого значения, выбранного с таким расчетом, чтобы соответствующие ему значения α в любых условиях полета не превышали α_{\max} .

На некоторых самолетах имеются автоматические устройства, не позволяющие летчику на больших высотах переводить РУД в положение «полетный малый газ».

8. ГАЗОВЫЕ ТУРБИНЫ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Высокотемпературный газовый поток, образовавшийся после сгорания топлива в камере сгорания, попадает на газовую турбину двигателя.

Газовый поток обладает огромным запасом кинетической, потенциальной тепловой энергии.

В газовой турбине основная часть тепловой энергии газов до 90 % преобразуется в механическую энергию, т.е. на турбине проходит резкий теплоперепад. Механическая энергия расходуется на вращение ротора компрессора, который имеет общую ось с турбиной (рис. 8.1), на вращение воздушных и несущих винтов самолета и вертолета и вспомогательных агрегатов. Так как механическая энергия затрачивается не только на вращение компрессора, следовательно, мощность турбины должна быть на 2 – 5 % больше мощности компрессора.

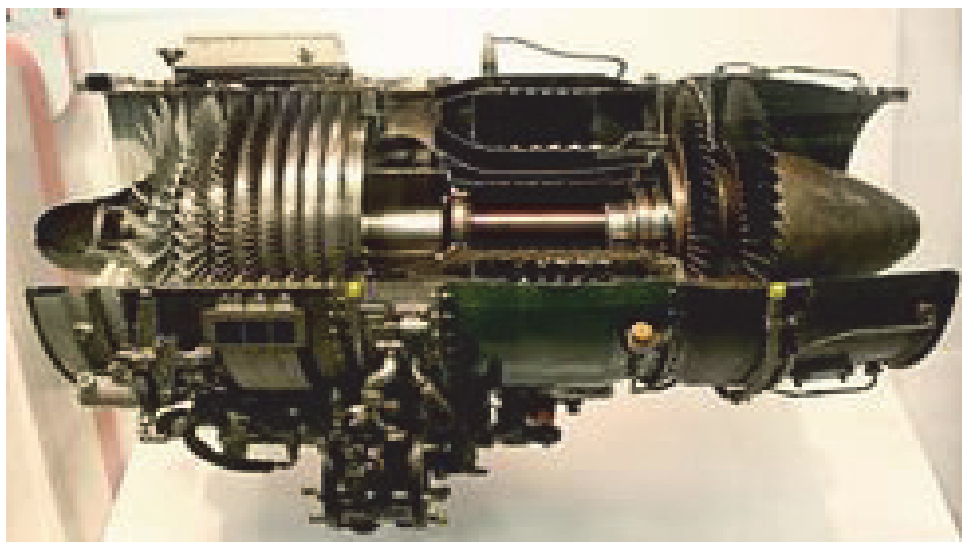


Рис. 8.1. Двигатель с турбокомпрессором

Газовая турбина является одним из самых напряженных высокотемпературных узлов авиационного двигателя.

Газовые турбины имеют достаточно высокий КПД = 0,85 – 0,92. Такое высокое значение КПД достигается стабильностью всех газовых параметров по проточному каналу турбины уже на входе, тщательным изготовлением и профилированием лопаток турбины, уменьшением до минимума гидрпотерь за счет уменьшения перетекания газов через радиальные зазоры ротора турбины.

По направлению движения газового потока относительно оси турбины делятся на радиальные и осевые.

В *радиальной* турбине газ движется к рабочему колесу от центра (центробежная) или к центру (центростремительная). Мощность таких тур-

бин небольшая, поэтому они устанавливаются на турбостартерах и вспомогательных агрегатах, так как имеют меньший вес, чем осевые турбины.

У **осевых** турбин газовый поток движется параллельно оси турбины. Осевые турбины намного мощнее и эффективнее радиальных.

Осевая турбина спроектирована обратного принципа проектирования компрессора. Проточная кольцевая часть турбины, по которой проходит газовый поток, выполнена расширяющейся, что способствует дополнительному расширению газов, передаче части энергии газов на раскрутку вала турбины. Причем число ступеней компрессора (возможно до 10 – 12) намного больше, чем у турбины.

Основными элементами осевой турбины (рис. 8.2) являются вращающийся диск-ротор 2 с закрепленными в нем по периферии рабочими лопатками. Такой диск называют *рабочим колесом* (РК) 3. Кольцевой неподвижный обод-статор 1 с закрепленными в нем по контуру лопатками 4 называют *сопловым аппаратом* (СА). Межлопаточные каналы турбины выполнены сужающимися (рис. 8.3).

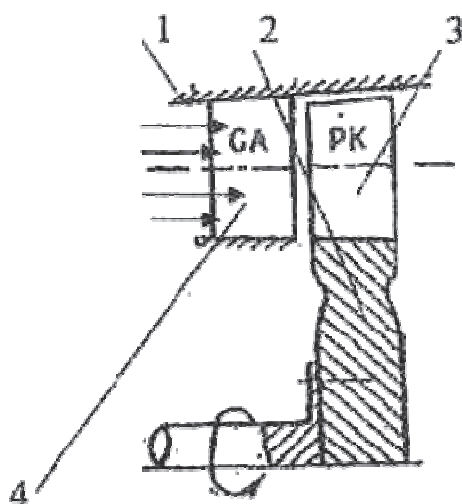
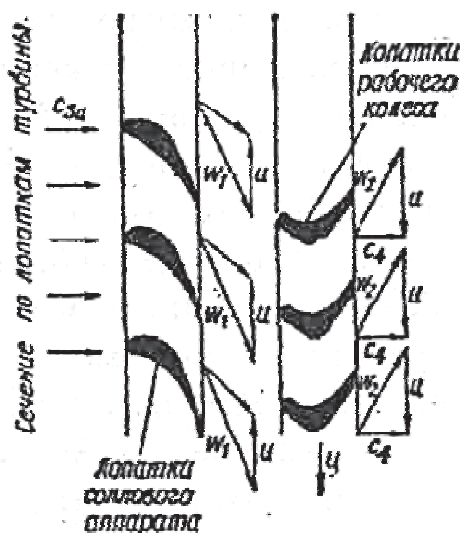


Рис. 8.2. Схема ступени турбины



Лопатки рабочего колеса и соплового аппарата выполнены более толстыми, более закрученными по перу из вороненой высоколегированной стали. Лопатки компрессора более тонкие, менее закрученные по перу, выполнены из алюминиевых сплавов.

Газовый поток из камеры сгорания выходит с температурой 1000 – 2000 °С. Поэтому основными тяжело нагруженными элементами турбины являются рабочие лопатки (рис. 8.4), которые:

- подвержены *вибрациям* от импульсного воздействия потока газа;
- в них возникают *высокотемпературные напряжения* из-за неравномерного нагрева по длине лопатки (тонкие кромки лопатки прогреваются быстрее);
- подвержены эрозионному и коррозионному действию газа.

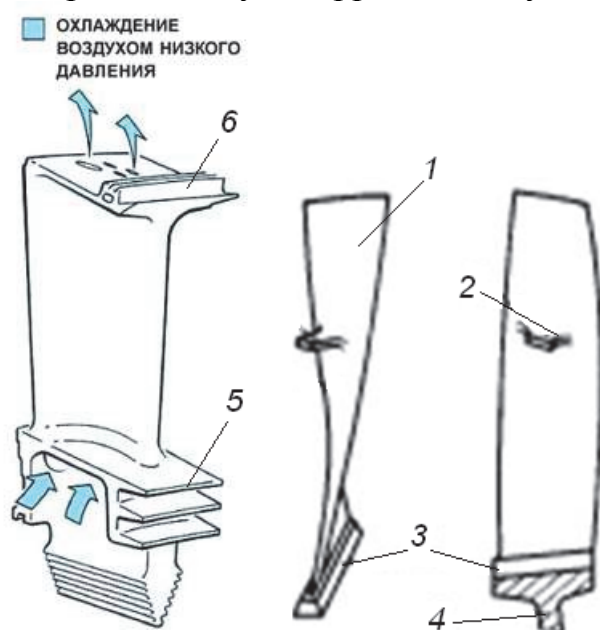


Рис. 8.4. Рабочая лопатка турбины:

- 1 – перо; 2 – antivибрационная полка на промежуточном радиусе;
3 – хвостовик; 4 – диск; 5 – ножка; 6 – бандажная полка на торце пера

Для того чтобы лопатки турбины выдерживали высокие температуры газового потока, их изнутри выполняют охлаждаемыми.

Этим эффектом добиваются более высокого срабатывания теплоперепада на турбине, тем самым больше энергии получают для вращения турбокомпрессора и вспомогательных устройств.

Конструктивных решений охлаждаемых лопаток турбины много, но наиболее распространены лопатки со сквозным каналом (рис. 8.5, а); со специальным дефлектором (рис. 8.5, б); с мелкими каналами (рис. 8.5, в); пористая охлаждаемая лопатка, полученная спеканием (порошковая металлургия).

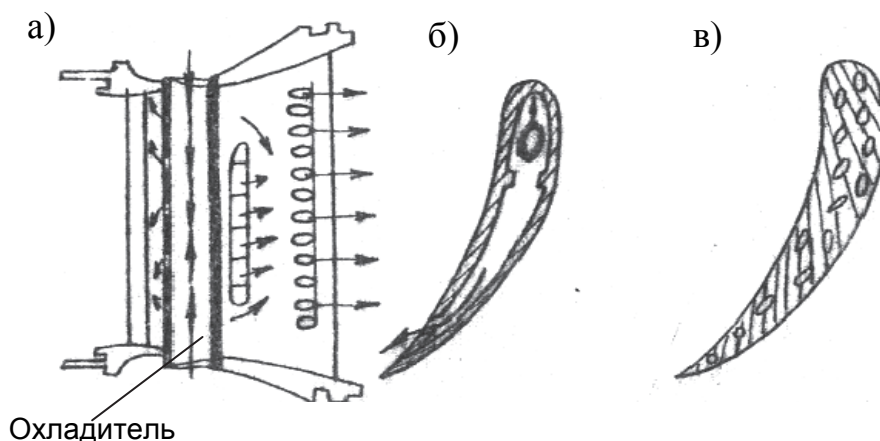


Рис. 8.5. Схемы охлаждаемых лопаток рабочих колес турбины

Пористая охлаждаемая лопатка изготавливается спеканием из порошка жаропрочного материала. Охладитель, просачиваясь под давлением через поры в лопатке на ее наружную поверхность, испаряется и отбирает тепло от стенки лопатки. Вокруг таких лопаток при работе собирается пар.

В качестве охладителя используют сжатый воздух от компрессора (в пределах 2 – 4 %).

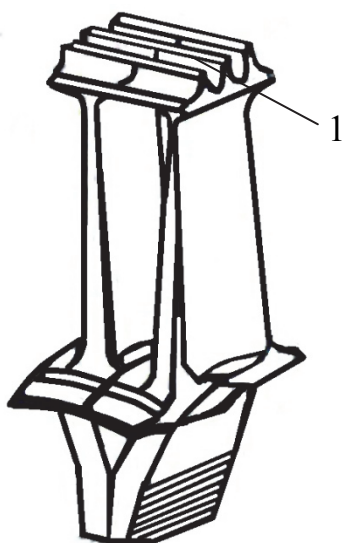


Рис. 8.6. Сдвоенная лопатка с бандажными полками

Для предотвращения перетекания газового потока через радиальные зазоры между лопатками турбины и корпусом (статором) применяют на концах лопаток бандажные полки с лабиринтными гребешками 1 (рис. 8.6).

По принципу работы все газовые турбины делят на активные и реактивные.

В **активной** турбине расширение газа и падение его давления идет только в каналах соплового аппарата. На рабочем колесе газ не расширяется, но скорость все равно падает, так как часть скорости идет на вращение турбины. В **реактивной** турбине расширение потока идет и на сопловом аппарате, и на рабочем колесе (т.е. потенциальная энергия давления и тепла преобразуется в кинетическую энергию). Идет увеличение скорости потока по всей ступени турбины.

Турбины классифицируют на турбины со ступенями давления и турбины со ступенями скорости. В турбине со ступенями давления (рис. 8.7) по длине проточной части давление от ступени к ступени падает. Абсолютная скорость c в сопловых решетках растет, а в рабочих – уменьшается, но на выходе абсолютная скорость выше, чем на входе. Важное пре-

Турбины классифицируют на турбины со ступенями давления и турбины со ступенями скорости. В турбине со ступенями давления (рис. 8.7) по длине проточной части давление от ступени к ступени падает. Абсолютная скорость c в сопловых решетках растет, а в рабочих – уменьшается, но на выходе абсолютная скорость выше, чем на входе. Важное пре-

имущество таких турбин: они работают с большими окружными скоростями, имеют большой теплоперепад и высокий коэффициент полезного действия.

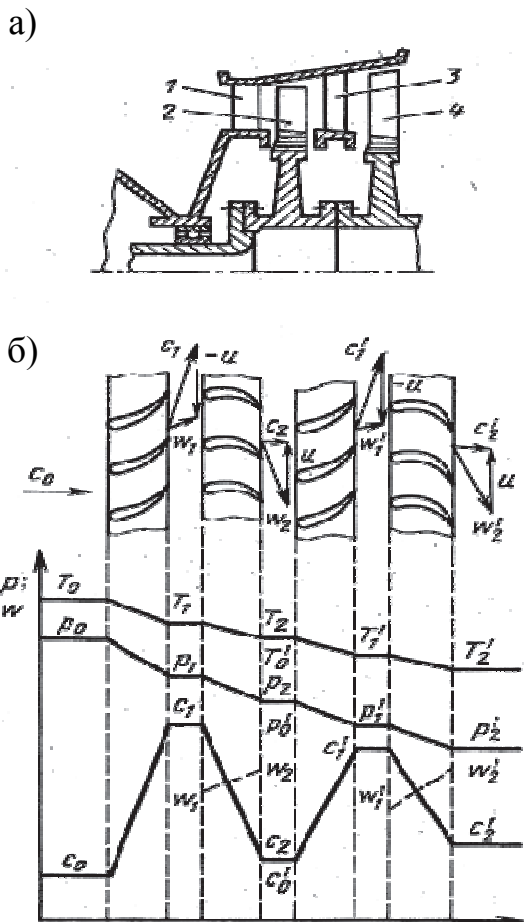


Рис. 8.7. Схема турбины со ступенями давления (а) и изменение параметров потока по длине проточной части турбины (б)

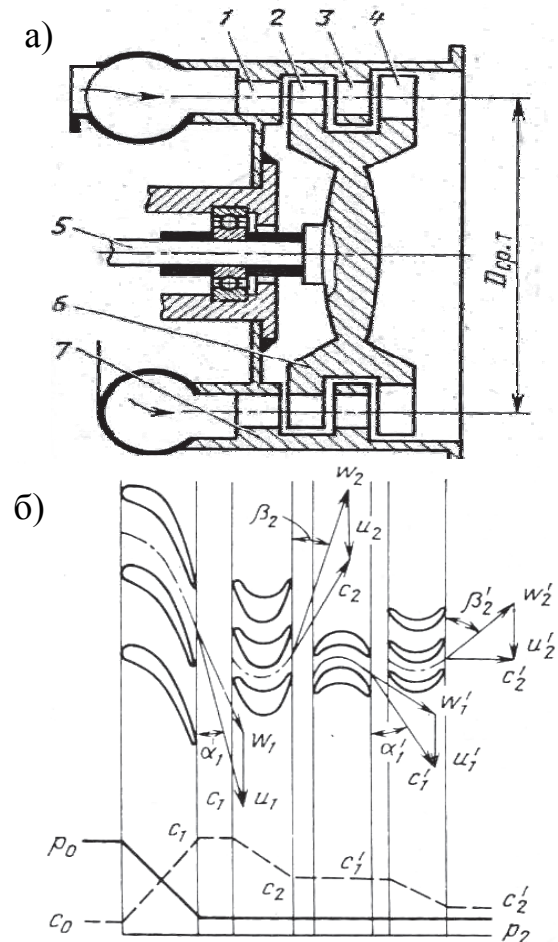


Рис. 8.8. Схема турбины со ступенями скорости (а) и изменение параметров потока по длине проточной части турбины (б)

В турбине со ступенями скорости в сопловом аппарате срабатывает практически весь располагаемый теплоперепад (рис. 8.8). Такие турбины требуют существенно меньших окружных скоростей, чем турбины реактивные. К тому же при коротких лопатках снижаются потери от утечек газа в радиальных зазорах. Такие турбины получили широкое применение во вспомогательных установках: турбостартерах, турбонасосах.

9. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выходные устройства (сопла) служат для дальнейшего ускорения газового потока, выходящего из турбины, сообщения ему большей скорости истечения струи газов из сопла; а также для выравнивания давления вытекающей струи газов по всему сечению сопла.

В соплах происходит преобразование оставшейся после турбины *потенциальной и тепловой энергии* газового потока в *кинетическую энергию* для большего увеличения скорости истечения газов из сопла и увеличения скорости полета самолета.

Все выходные устройства – это сложные системы, включающие в себя реактивное сопло; регулирующие системы, изменяющие площадь выходного сечения (среза) сопла; входные и выходные конуса; удлинительные трубы; системы реверсирования двигателя и системы шумоглушения и поглощения шума от двигателя.

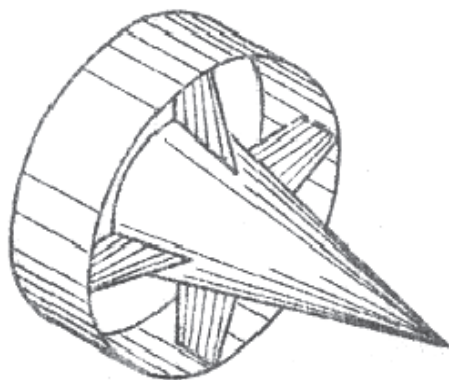


Рис. 9.1. Выходной конус (сопло турбовинтового двигателя)

Наиболее простое по конструкции сопло у турбовинтового двигателя. В ТВД установлена многоступенчатая турбина, в которой срабатывается до 90 – 95 % всей мощности. Основная мощность турбины идет на вращение турбокомпрессорного агрегата и воздушного винта. Поэтому мощность потока, скорость истечения газов из сопла и температура газов в ТВД небольшая. Вместо сопла используют выходной конус (рис. 9.1). Его устанавливают в основном для обеспечения плавного истечения газов из сопла.

Выходные устройства турбореактивных двигателей ТРД значительно сложнее. Они классифицируются в зависимости от скорости и высоты полета, от назначения самолета: они могут быть регулируемые и нерегулируемые; дозвуковыми и сверхзвуковыми.

Дозвуковое нерегулируемое сопло выполняют в виде сужающегося канала. Оно ставится для самолетов с небольшой дозвуковой скоростью полета. Для больших дозвуковых скоростей применяют регулируемые створки, устанавливаемые в концевом сечении сопла (рис. 9.2, а).

Сверхзвуковые регулируемые сопла выполняют:

- *эжекторного типа* (рис. 9.2, б), когда регулируется площадь среза сопла эжекторным устройством;
- *типа сопла Лавалья* (рис. 9.2, в) когда регулируется площадь сечения проходного канала сопла;

- типа сопла с центральным телом (рис. 9.2, г), когда изменяется площадь сечения сопла с применением центрального тела.

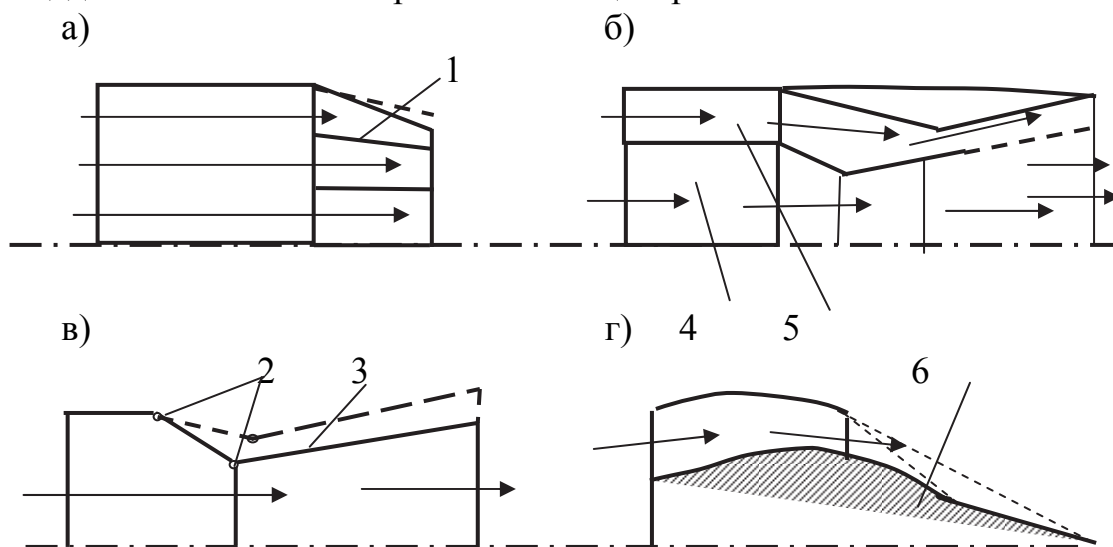


Рис. 9.2. Схемы сопел: а – дозвуковые; б – г – сверхзвуковые; 1 – створки; 2 – шарнир; 3 – сопло Лавалья; 4 – сопло первичного контура; 5 – сопло вторичного контура эжекторного типа; 6 – центральное тело

Для получения сверхзвуковой скорости струи газов необходимо применять сопло Лавалья (сужающе-расширяющееся или комбинированное).

Для того чтобы охарактеризовать режимы работы сопла, используют понятия: располагаемый и действительный (или срабатываемый) перепад давлений.

Действительный перепад давлений π_d равен отношению полного давления на входе в сопло p_4^* к статическому давлению в выходном сечении сопла p_5 . **Располагаемый перепад** давлений π_p – это отношение полного давления на входе в сопло p_4^* к давлению невозмущенного потока p_n .

$$\pi_d = p_4^* / p_5; \quad \pi_p = p_4^* / p_n.$$

На *расчетном режиме* сопла действительный перепад давлений равен располагаемому $\pi_d = \pi_p$. То есть на срезе сопла статическое давление истекающей струи газов равно давлению окружающей среды. Следовательно, потерь по термодинамическому циклу нет, скорость истечения газов из сопла оптимальна.

На нерасчетных режимах возможны два случая:

1) когда давление на срезе сопла выше давления невозмущенного потока, т.е. $\pi_d > \pi_p$. Если $\pi_d > \pi_p$, то газовый поток продолжает расширяться вне сопла, происходят большие потери энергии, газ продолжает расши-

ряться вне двигателя, скорость истечения газов из сопла будет меньше расчетной, потеря тяги может дойти до 30 %. В этом случае необходимо увеличение площади среза сопла или увеличение его длины (рис. 9.3, а);

2) когда давление на срезе сопла ниже давления невозмущенного потока, т.е. $\pi_d < \pi_n$. В этом случае (рис. 9.3, б) $\pi_d < \pi_n$, газовый поток в сопле перерасширился, стал ниже атмосферного, не дойдя до среза сопла, атмосферный воздух устремляется внутрь сопла, что ведет к значительному уменьшению скорости относительно расчетной. В этом случае необходимо площадь среза сопла уменьшить или уменьшить длину канала сопла.

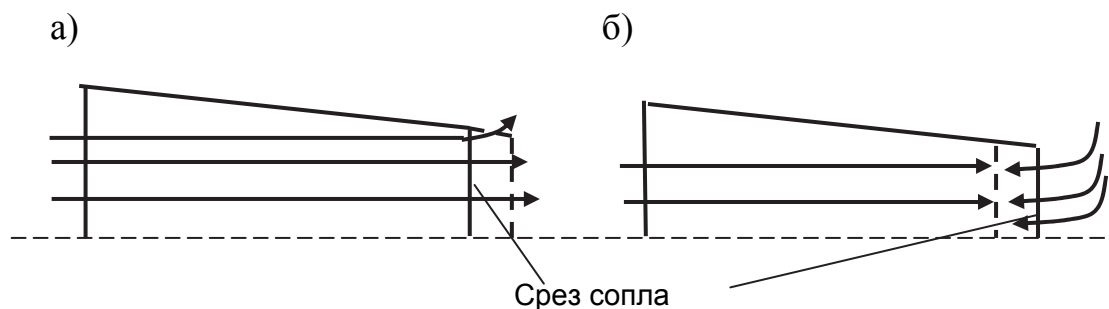


Рис. 9.3. Иллюстрация недорасширения (а) и перерасширения (б) газового потока на срезе сопла

Для улучшения характеристик двигателя и получения оптимальной расчетной тяги применяют регулируемые сопла.

9.1. Реверсивные устройства

Реверсивные устройства служат для создания отрицательной тяги (реверса тяги). Реверс тяги уменьшает длину пробега после посадки самолета, дает возможность облегчить совершение маневра в полете самолета.

Необходимость в создании отрицательной тяги у двигателя возникает у тяжелых самолетов гражданского и транспортного назначения и у истребителей при посадке и с целью увеличения маневренности в воздухе.

Отрицательную тягу получают за счет поворота реактивной струи газов, выходящей из двигателя.

Отрицательная тяга может составлять до 40 % от максимального значения прямой тяги.

Поворот газовой струи происходит в специальных реверсивных устройствах, которые различают по **способу поворота газового потока** и по **месту поворота струи** вытекающих газов (рис. 9.4).

В свою очередь, поворот газового потока *по способу* делится на механические и аэродинамические устройства; *по месту* поворота – за выходным устройством и в выходном устройстве.

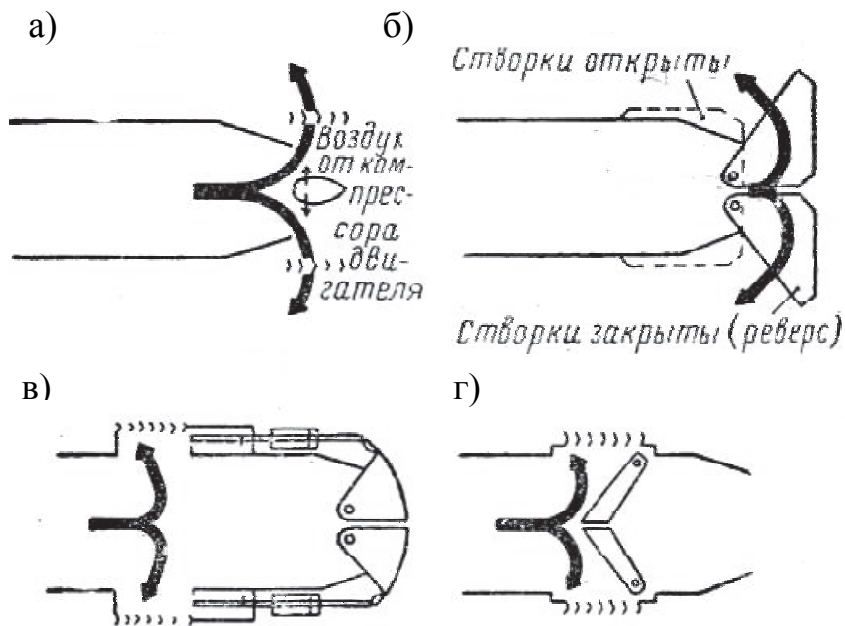


Рис. 9.4. Схемы механизма поворота реактивной струи турбореактивного двигателя для создания реверса тяги:
 а – поворот струи во внешней решетке воздухом от компрессора;
 б – поворот струи внешними створками; в – поворот струи в решетке при закрытии внешних створок; г – поворот струи в решетке при закрытии внутренних створок

Элементы и схемы реверсивных устройств представлены на рис. 9.5, а и 9.5, б.

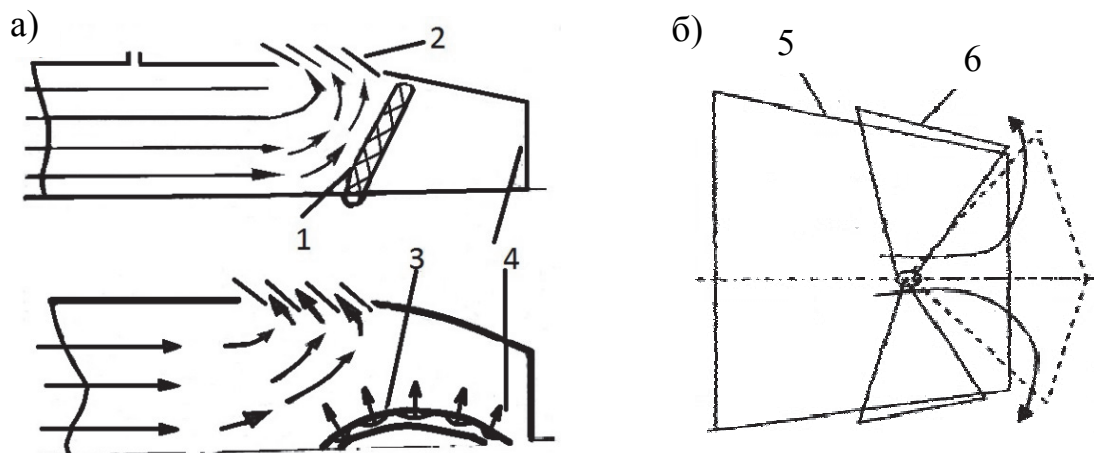


Рис. 9.5. Принципиальные схемы реверса тяги (а) и элементы устройств (б):
 1 – заслонка; 2 – решетка; 3 – аэродинамическая трубка; 4 – щели в трубке; 5 – контур двигателя; 6 – внешние створки

При *механическом повороте тяги* в выходном устройстве заслонка устанавливается в сопле почти перпендикулярно потоку газа и тем самым

направляет газовый поток через открываемые решетки (рис. 9.4, а и рис. 9.6). При нормальном полете (при создании прямой тяги) решетки закрыты, а заслонка направлена по потоку.

При *аэродинамическом повороте газовой струи* в реактивном сопле по оси сопла расположена пустотелая трубка 3, через специальные щели 4 которой под давлением в сопло вдувается воздух, который меняет направление потока газов и направляет его через реверсивные решетки.

В реверсорах тяги, расположенных за выходным устройством, поворот потока осуществляется специальными створками (рис. 9.5, б), поворотными лопатками или кольцевыми решетками.

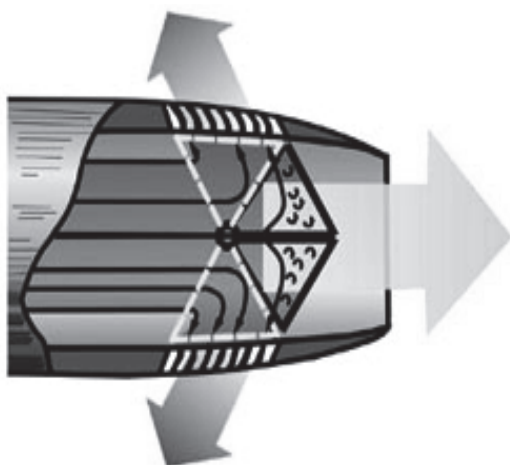


Рис. 9.6. Механический поворот тяги

При нормальном полете *створки* расположены вне сопла снаружи и не мешают созданию прямой тяги; если используют *поворотные лопатки*, то при нормальном полете они не закручивают поток газа и не направляют его через кольцевые решетки.

На режиме реверса тяги створки переходят на срез сопла и перекрывают путь газовому потоку в прямом направлении.

При применении поворотных лопаток на режиме реверса лопатки закручивают поток (для чего их поворачивают перпендикулярно потоку) и направляют его через кольцевые решетки, расположенные вне сопла.

Влияние реверса тяги на длину пробега самолета при посадке на сухой и на обледенелый аэродром проиллюстрировано рис. 9.7.

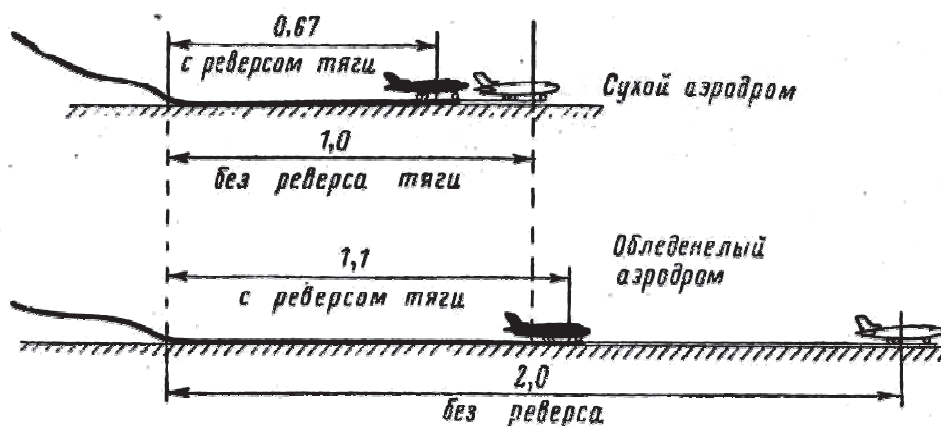


Рис. 9.7. Иллюстрация эффективности реверса тяги

Применение реверса тяги при посадке позволяет сократить длину пробега примерно на 30 %.

Необходимо отметить, что конструктивные элементы реверсивных устройств, расположенных в реактивном сопле, дают *потери тяги* при неработающем реверсе (они находятся в газовом потоке и создают определенную турбулентность потока), но в реальной конструкции эти потери сведены к минимуму (не превышают 1 %).

Современные реверсоры тяги имеют время включения в работу 1 – 1,5 с.

9.2. Снижение шума в авиационных двигателях

Для пассажирских самолетов вопросы шумоглушения по своей актуальности занимают второе место после проблемы обеспечения безопасности полетов.

Шум от двигателя может привести к усталостным разрушениям конструкции, оказать вредное воздействие на обслуживающий персонал, членов экипажа и пассажиров.

Международные нормы допустимого уровня шума для самолетов при взлете следующие: для дневного полета – 100 – 112 дБ, для ночного полета – 100 дБ.

Основными источниками шума на самолете являются агрегаты двигателя (вентиляторы, компрессор, турбина), а также реактивная струя газов и воздушные винты (рис. 9.8, а, б). Реактивная струя газов, вытекающая из сопла, создает шум при перемешивании частиц вытекающей струи горячего газа с окружающим воздухом (рис. 9.8, в).

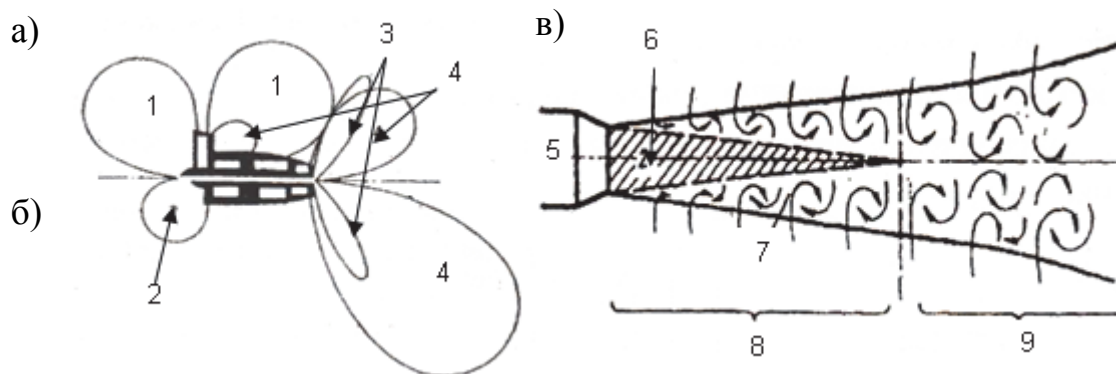


Рис. 9.8. Иллюстрация уровня шума в авиационных двигателях:
 а – ДТРД с большой степенью двухконтурности; б – обычный ТРД;
 в – формирование шума реактивной струи:
 1 – вентилятор; 2 – компрессор; 3 – турбина; 4 – реактивная струя;
 5 – сопло двигателя; 6 – потенциальное ядро; 7 – зона смешения;
 8 – начальный участок; 9 – основной источник шума

Второй источник шума от двигателя – шум от турбокомпрессорного агрегата, но он значительно ниже шума реактивной струи и проявляется на пониженных оборотах компрессора при заходе на посадку.

Следует отметить, что около 1 % мощности двигателя затрачивается на шумовой эффект.

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

Для самолетов с ПД и ТВД существенным источником шума являются воздушные винты. Наибольшее акустическое давление от винта находится в плоскости его вращения. Общий уровень звукового давления в районе вращения винтов составляет до 140 – 150 дБ.

При скоростях полета, превышающих скорость звука, возникает проблема звукового удара из-за скачков уплотнения, интенсивность которого зависит от высоты полета, массы и размеров сверхзвукового самолета.

Уменьшить шум до допустимых уровней добиваются следующими методами:

- 1) применением специальных глушителей в сопле двигателя;
- 2) рациональным расположением двигателей относительно фюзеляжа;
- 3) применением двухконтурных двигателей с пониженной скоростью истечения газов из сопла (например, ДТРД со степенью двухконтурности $m = 4 - 6$ не нуждаются в специальных средствах шумопоглощения или шумоглушения);
- 4) использованием акустических решеток в воздухозаборниках и реактивных соплах;
- 5) рациональным профилем взлета самолета.

Шумоглушающие сопла имеют специальные **шумоглушители**, которые служат для снижения уровня шума путем разделения струи большого сечения на мелкие струи с одновременным максимальным деформированием ее поперечного сечения (рис. 9.9, 9.10). Такие струи шумят меньше.

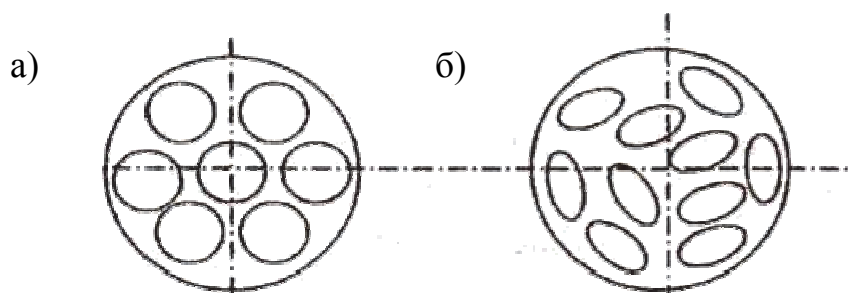


Рис. 9.9. Поперечные сечения шумоглушающих патрубков в соплах:
а – круговые; б – эллипсного сечения

Применение шумоглушителей приводит к повышению расхода топлива, увеличению лобового сопротивления, к потере тяги двигателя на 1 – 2 %. Например, при уменьшении шума лепестковым шумоглушителем (рис. 9.11) на 6 дБ сила тяги падает на 0,4 %, а на 10 дБ – на 1 %. Лепестковый глушитель имеет направляющие дефлекторы, шумоглушащие насадки, эжектор-конус, из которого поступает охлаждающий воздух.

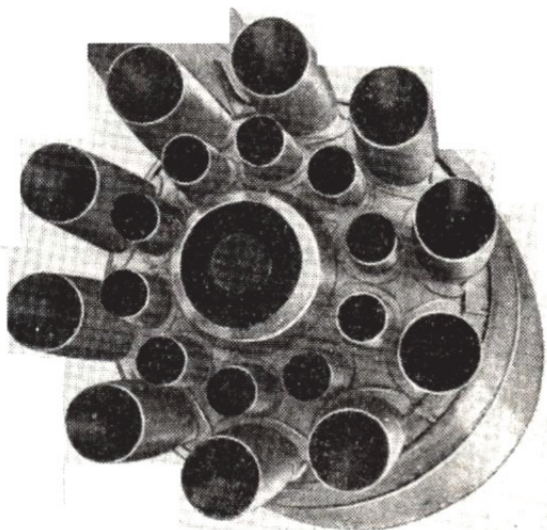


Рис. 9.10. Глушитель шума с отдельными соплами самолета Боинг 707

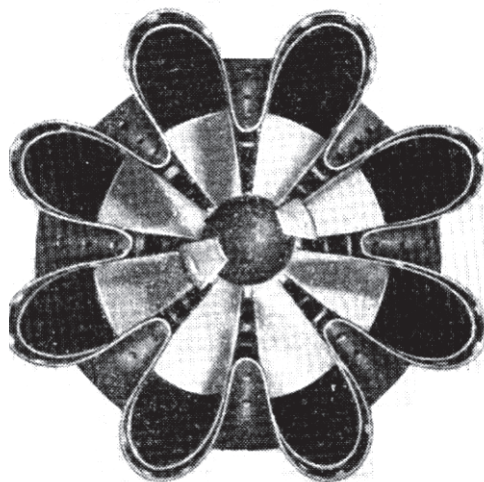


Рис. 9.11. Лепестковый тип глушителя шума самолета Конвэр 880

Снижение уровня шума в многотрубчатом сопле можно проиллюстрировать графиками, приведенными на рис. 9.12. Из него следует, что чем больше патрубков для струй N , тем меньше уровень шума L . Но уровень шума зависит и от частоты звукового давления f .

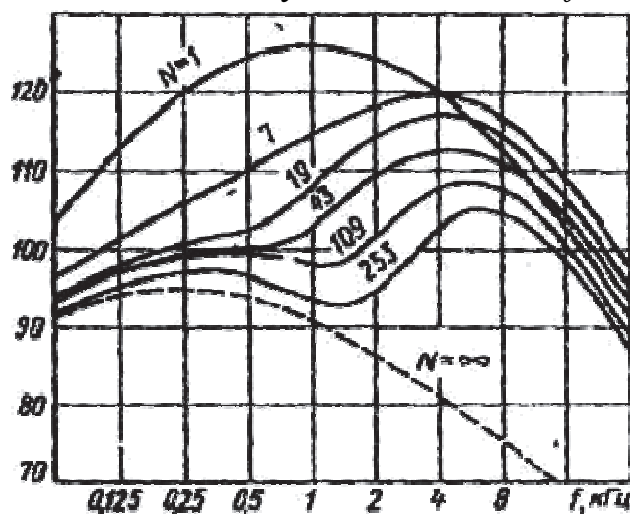


Рис. 9.12. Снижение уровня шума в многотрубчатом сопле в самолетах Боинг

Для уменьшения шума от турбокомпрессора и вентиляторов воздухозаборники оборудуют акустическими решетками или ловушками, которые либо демпфируют акустическую энергию, либо задерживают звуковые колебания.

Снижение уровня шума в районе аэродрома возможно и применением определенной методики взлета, то есть изменением тяги и профиля полета.

Для уменьшения шума от двигателя в салонах самолета применяют звукопоглощающие облицовки и панели для внутренних поверхностей пассажирских салонов, каналов воздухозаборников, выхлопных каналов мотогондол двигателя. Звукопоглощающие облицовочные панели изготавливают с перфорированными лентами-резонаторами, сотовыми заполнителями, пористыми и стеклопластиковыми обшивками, что позволяет на посадке снизить шум на 15,5 дБ.

10. ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ГАЗОТУРБИННЫХ И ТУРБОВИНТОВЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Рабочий процесс в авиационном двигателе подчиняется совокупности термодинамических процессов, протекающих в тепловой машине, в результате которых изменяются параметры газового потока по каналу двигателя.

Рассмотрев конструктивные особенности каждого агрегата двигателя и организацию их работы для создания тяги двигателя, можно графически представить изменения параметров потока по проточному каналу: изменение давления p^* , скорости c , температуры T потока при полете самолета (рис. 10.1). Анализируя графики, можно отметить, что во входном устройстве и компрессоре происходит политропное сжатие воздуха (повышение его давления), которое сопровождается снижением скорости потока и увеличением температуры воздуха.

В камере сгорания в результате сгорания топливо-воздушной смеси потоку сообщается дополнительное тепло. При этом процесс сгорания идет с некоторым понижением давления из-за различного рода потерь и увеличением скорости газового потока.

В турбине и выходном сопле двигателя происходит политропное расширение газов, протекающее со снижением температуры и увеличением скорости газового потока.

В форсажной камере на режиме полета самолета с форсажем резко возрастает скорость газового потока, снижаются давление и температура.

Отвод из двигателя оставшегося тепла расширившегося газа происходит в атмосфере по изобарному процессу (с постоянным давлением).

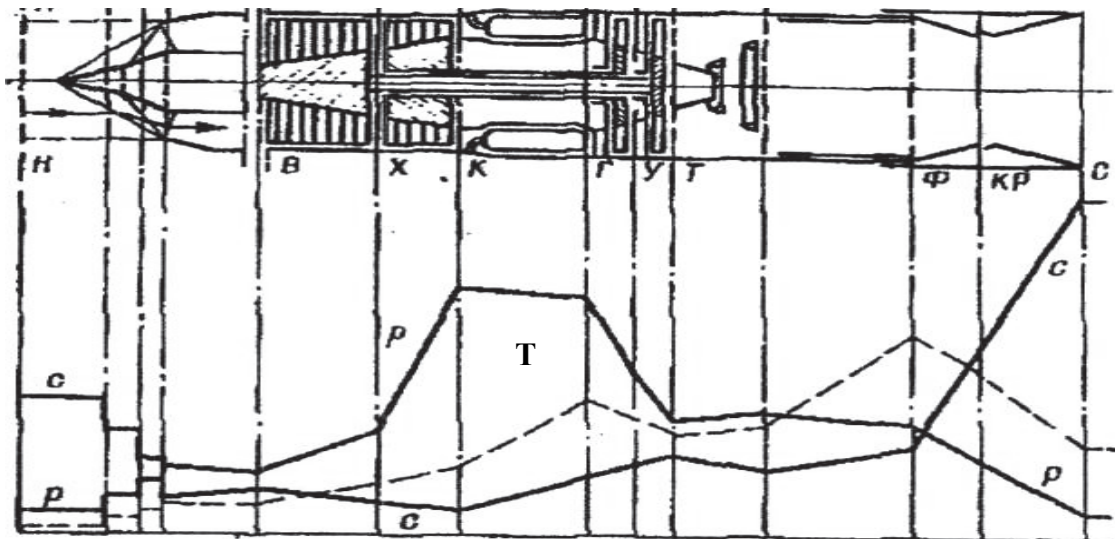


Рис. 10.1. Рабочий процесс ТРДФ как тепловой машины

Турбовинтовой двигатель имеет более мощную турбину, так как кроме вращения компрессора необходимо обеспечить раскрутку воздушного винта и вспомогательных агрегатов. Особенность организации рабочего процесса турбовинтового двигателя состоит в том, что вследствие наличия воздушного винта и громоздкого и тяжелого редуктора необходимо обеспечить большую степень расширения газов в турбине. Тогда давление газа на выходе из турбины будет меньше, чем в ТРД, и в ряде случаев меньше атмосферного.

Поэтому ТВД (рис. 10.2) имеет десятиступенчатый компрессор и трехступенчатую турбину, общую для привода компрессора и воздушного винта. Ротор двигателя выполнен по трехпорной схеме с консольно-установленным ротором турбины и подвижным соединением валов компрессора и турбины. Редуктор, установленный в передней части двигателя, увеличивает поперечные размеры двигателя.

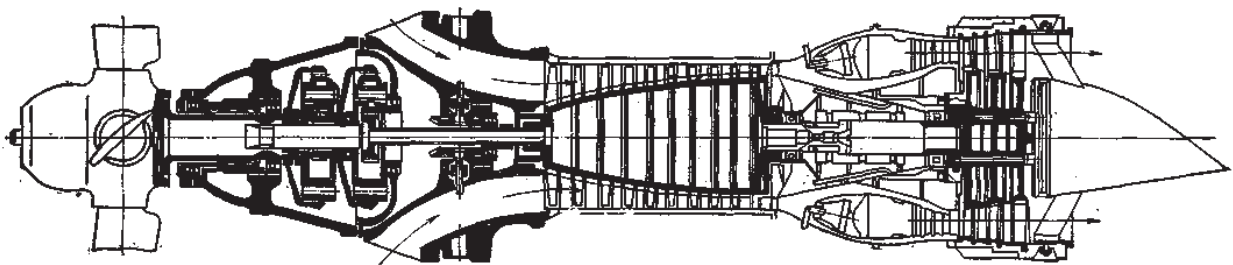


Рис. 10.2. Однороторный ТВД с присоединенным редуктором для привода одиночного воздушного винта

На рис. 10.3 представлен двухроторный ТВД с четырехступенчатой турбиной. Он более мощный, чем однороторный, имеет сложный и крупногабаритный редуктор, который загромождает вход воздушного потока в компрессор. Одноступенчатая турбина высокого давления приводит во вращение только компрессор высокого давления, а трехступенчатая турбина низкого давления приводит во вращение только компрессор низкого давления и воздушный винт.

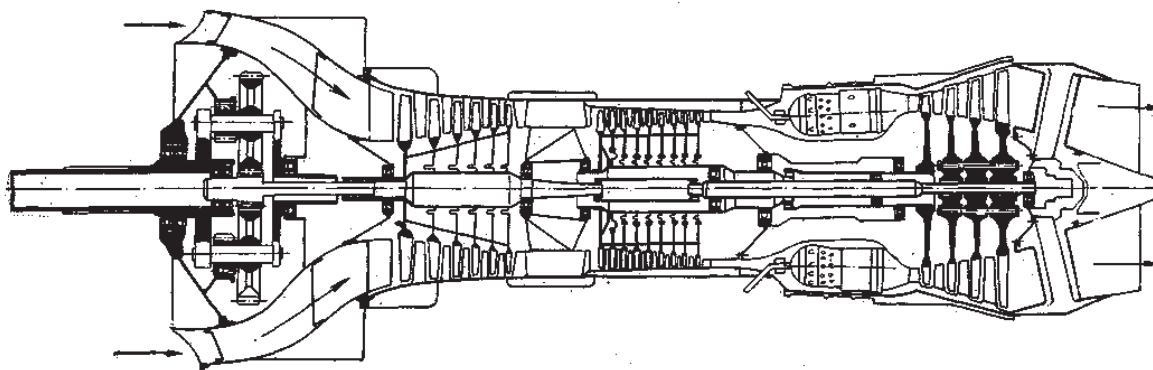


Рис. 10.3. Двухроторный ТВД с четырехступенчатой турбиной

Существуют схемы двухроторных ТВД, у которых турбина низкого давления (свободная турбина) приводит во вращение только воздушный винт.

Турбовинтовой двигатель, который используют в вертолете, называют турбовальным ГТД, так избыточная мощность турбины передается на вал воздушного винта (рис.10.4 и рис. 10.5).

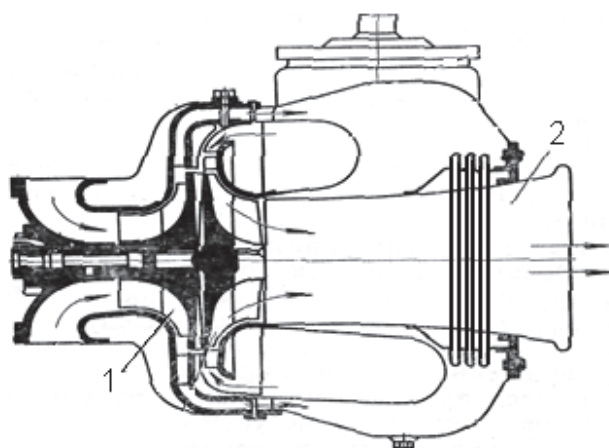


Рис. 10.4. Турбовальный ГТД:
1 – центробежный компрессор;
2 – центростремительная турбина

Тяговая мощность в ТВД создается за счет подводимой к воздушному винту через редуктор мощности и реактивной силы тяги

$$N_{\text{тяг}} = N_{\text{тяг.винта}} + P * V,$$

где P – тяга; V – скорость летательного аппарата.

Введение эквивалентной мощности удобно для оценки совершенства ТВД, которая характеризуется величиной удельных параметров двигателя.

Для современных самолетных ТВД эквивалентная мощность $N_{\text{экв}} = 3500 - 11000$ кВт, а для вертолетных ГТД $N_{\text{экв}} = 1000 - 6000$ кВт.

Для современных ТВД на стенде удельный расход топлива $C_{\text{уд}} = 0,3 - 0,4$ кг/кВт ч, $N_{\text{экв уд}} = 150 - 200$ кВт с/кг.

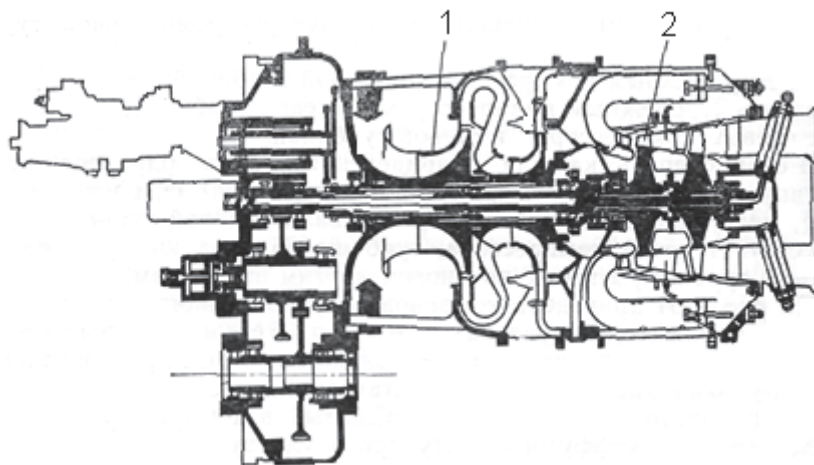


Рис. 10.5. Турбовальный ГТД:

1 – центробежный компрессор; 2 – осевая турбина

Работу цикла в ТВД распределяют между винтом и реактивным соплом таким образом, чтобы получить максимальную тяговую работу. При этом полный КПД будет максимальным, а $C_{\text{уд}}$ – минимальным. Теоретически доказано, что максимальная тяговая работа ТВД получается при условии: чем больше скорость полета и меньше КПД винта, тем больше должна быть скорость истечения газа из сопла двигателя, тем меньше будет работа, передаваемая на винт.

Влияние параметров рабочего процесса (степени повышения давления в компрессоре и увеличения температуры газа перед турбиной) на удельные параметры ТВД, такое же, как и в ТРД. Исключение составляет влияние температуры газов перед турбиной на удельный расход топлива: в ТРД при увеличении температуры газового потока перед турбиной T_g^* возрастают потери реактивной струи, что снижает тяговый КПД.

В ТВД основная часть тяговой работы создается воздушным винтом, КПД которого не зависит от величины T_g^* , поэтому в ТВД при увеличении T_g^* удельный расход топлива непрерывно уменьшается. Следовательно, в ТВД целесообразно повышать температуру газа перед турбиной как с точки зрения увеличения мощности двигателя, так и с точки зрения повышения его экономичности.

Конструктивные особенности ТВД и турбовальных ГТД обусловлены особенностями рабочего процесса и способами получения тяги. Входное устройство ТВД всегда дозвуковое. Установка перед компрессором редуктора, имеющего большие габариты, приводит к ухудшению условий входа воздуха в компрессор. Компрессор и камера сгорания ТВД принципиально не отличаются от компрессора и камеры сгорания ТРД. На

турбине ТВД должен "срабатывать" практически весь теплоперепад газа, поэтому число ступеней турбины выбирается от 3 до 5. По конструкции турбина ТВД может быть одно- и двухвальная. Выходное устройство ТВД служит только для отвода отработанных газов в атмосферу, регулирование площади выходного сечения сопла не производится.

Конструктивные схемы ТВД различаются по числу роторов, воздушных винтов, местоположению редуктора по отношению к турбокомпрессору (с присоединенным или выносным редуктором), по типу камеры сгорания, турбины.

Турбовальные двигатели, применяемые в качестве вертолетных двигателей, как правило, конструктивно выполняются по двухроторной схеме со свободной турбиной. Отсутствие механической связи между ротором турбокомпрессора и свободной турбиной позволяет снизить ее расчетную частоту вращения относительно частоты вращения турбокомпрессора и, следовательно, уменьшить степень редукции передачи к низкооборотному валу несущего винта. Наличие свободной турбины в турбовальных двигателях также значительно облегчает запуск и регулирование силовой установки в целом.

К настоящему времени создано много типов вертолетных турбовальных двигателей. Известные вертолетные турбовальные двигатели можно разделить по типу газогенератора на следующие группы:

- с центробежным компрессором и центростремительной турбиной;
- с центробежным компрессором и осевой турбиной;
- с осецентробежным компрессором и осевой турбиной;
- с осевым компрессором и осевой турбиной.

В свою очередь, каждая из приведенных групп подразделяется по типу применяемых камер сгорания (прямоточные, противоточные), месту расположения приводного вала силовой турбины, количеству ступеней компрессора, турбины привода компрессора и силовой турбины, а также по другим признакам.

Одна из многочисленных схем турбовальных ГТД с осецентробежным компрессором и осевой турбиной показана на рис. 10.6.

Осецентробежный компрессор 1 состоит из семи осевых ступеней 2 и одной центробежной 3. Диски каждой ступени, отлитые заодно с рабочими лопатками, и крыльчатка центробежного компрессора стянуты в единый ротор 13 сквозным болтом 14. Центробежная ступень компрессора имеет безлопаточный диффузор с выходной улиткой 4 и двумя патрубками, к которым крепятся два внешних воздухопровода, подводящие сжатый в компрессоре воздух к камере сгорания 5.

Камера сгорания – однотрубная, противоточная, расположена в задней части двигателя соосно с валом турбины и компрессора и имеет одну форсунку подачи топлива.

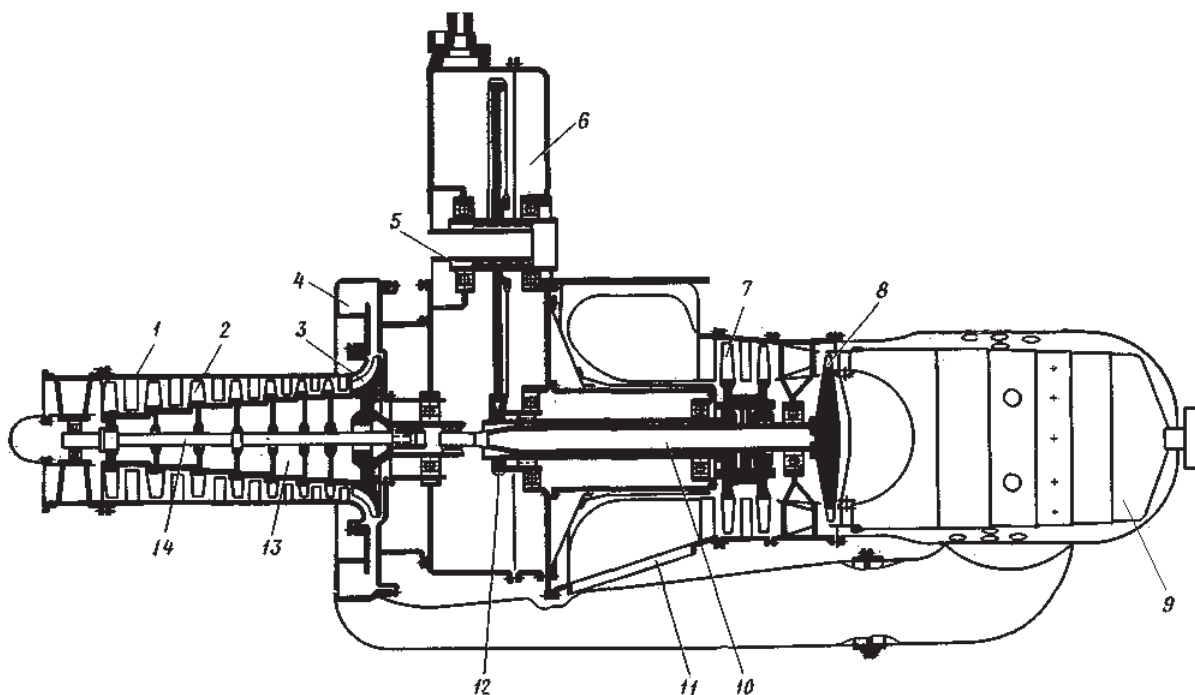


Рис. 10.6. Турбовальный ГТД с осецентрибежным компрессором и осевой турбиной

Турбина 8 с валом 10 привода компрессора – одноступенчатая. Свободная турбина 7 – двухступенчатая, диски ее выполнены заодно с рабочими лопатками и соединены с внешним соосным валом 12, на конце которого расположена ведущая шестерня привода редуктора 6 с выводным валом 15.

Выходное устройство 9 состоит из двух выпускных патрубков 9 и 11, направленных вверх под углом 45°. Редуктор расположен между компрессором и камерой сгорания.

Турбовальный ГТД с осевым компрессором и осевой турбиной широко применяется на вертолетах (рис. 10.7). Такие двигатели могут иметь расход воздуха через компрессор от 6 до 22 кг/с и более.

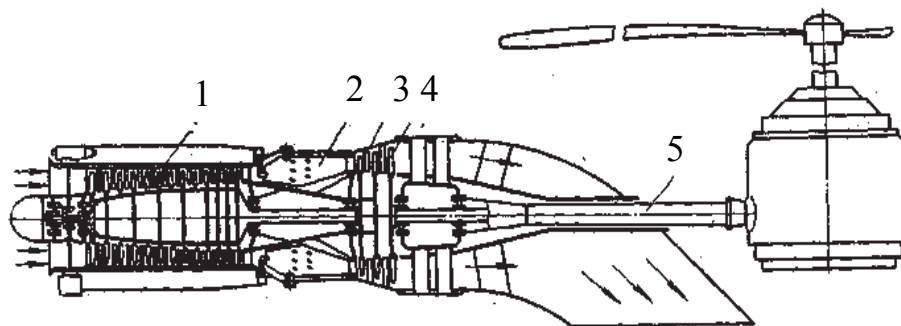


Рис. 10.7. Турбовальный ГТД с осевым компрессором и осевой турбиной с задним расположением выходного вала

Все двигатели, построенные по этой схеме, имеют осевой компрессор, прямоточную камеру сгорания, осевую турбину привода компрессора и осевую свободную турбину. Имеются две разновидности таких схем: одна – с выходным валом, расположенным на выходе из двигателя, другая – с выходным валом, расположенным в передней части двигателя.

Осевой компрессор 1 имеет 13 ступеней. Лопатки входного направляющего аппарата и следующих трех направляющих аппаратов – поворотные; лопатки остальных направляющих аппаратов – фиксированные. Ротор компрессора барабанного типа. Камера сгорания 2 кольцевая с 16 форсунками; впрыск топлива – по потоку. Турбина привода компрессора 3 двухступенчатая. Одноступенчатая свободная турбина 4 имеет заметно больший диаметр и соответственно более низкие частоты вращения по сравнению с частотами вращения турбины компрессора. Диск этой турбины выполнен заодно с выходным валом 5, расположенным в задней части двигателя. В этом же месте может располагаться небольшой редуктор, передающий крутящий момент от свободной турбины к выходному валу.

11. РЕЖИМЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Существуют несколько режимов работы двигателя:

1) **Максимальный (взлетный) режим** – работа двигателя с максимальной тягой R , числом оборотов двигателя n_{\max} . При этом температура газов в камере сгорания $T_3^* = T_{3\max}^*$; тяга $R = R_{\max}$. Время работы не более 5 – 10 мин. Используется при взлете, наборе высоты и для увеличения скорости полета.

2) **Номинальный режим** – двигатель может работать от 30 мин до 2 ч и более. Номинальный режим используется при длительном наборе высоты и полетах с большой скоростью. Тяга $R = 85 - 90 \% R_{\max}$; число оборотов ротора $n = (0,95 - 0,98) n_{\max}$.

3) **Крейсерский режим** – двигатель может работать непрерывно в течение всего ресурса. Крейсерский режим подразделяется на максимальный крейсерский режим, когда $n = 0,9 n_{\max}$; $R = (0,7 - 0,75) R_{\max}$, и минимальный крейсерский режим, когда $R = (0,5 - 0,6) R_{\max}$.

Крейсерские режимы, заключенные между номинальным режимом и режимом полетного малого газа, используются при полетах большой дальности и продолжительности.

4) **Режим малого газа** – режим с наименьшей частотой вращения ротора, при которой двигатель может работать устойчиво и развивать минимальную тягу.

Время непрерывной работы на этом режиме 10 – 15 мин, так как температура газов перед турбиной T_3^* – повышенная, $R = (0,03 - 0,05) R_{\max}$; $n = (0,3 - 0,4) n_{\max}$.

Различают режим земного малого газа (ЗМГ) и режим полетного малого газа (ПМГ). У режима ПМГ более высокие значения оборотов ротора компрессора и большая подача топлива в камеру сгорания.

5) **Режим полного форсажа** используется при взлете и разгоне самолета до больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Время работы на этом режиме в пределах 3 мин.

12. ФОРСИРОВАНИЕ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ

Форсирование тяги – кратковременное увеличение тяги двигателя по сравнению с максимальной тягой.

Форсирование тяги применяется для улучшения времени взлета, совершения боевого маневра и увеличения скороподъемности самолета.

Существуют несколько видов форсирования тяги двигателей:

1) **кратковременное повышение** максимальной частоты вращения ротора n_{\max} на 3 – 4 % в течение 2 – 3 мин – эта мера приводит к увеличению тяги на 15 – 20 %;

2) **кратковременное повышение** температуры газа перед турбиной T_3^* на 5 – 10 % при числах оборотов n_{\max} путем уменьшения площади критического сечения среза сопла, этим добиваются повышения тяги на 8 – 10 %. Форсирование ТРД повышением n_{\max} или T_3^* существенно снижает прочность деталей ротора, особенно рабочих лопаток турбины, поэтому эти два способа имеют ограниченное применение;

3) **впрыскивание воды, спирта** (легкоиспаряющихся жидкостей) на входе в компрессор или в камеру сгорания, это условие дает возможность повысить тягу ТРД на 10 – 25 % или восстановить ее при взлете самолета в условиях жаркого климата. Серьезным недостатком этого способа является значительный расход жидкости. Например, для форсирования тяги на взлете на 20 – 25 % требуется расход воды, примерно в 2,2 – 2,4 раза превышающий расход топлива на этом режиме;

4) **сжигание дополнительного количества** топлива в форсажной камере, расположенной за турбиной двигателя, является наиболее распространенным способом увеличения тяги ТРД.

В условиях взлета самолета при форсаже при сжигании дополнительного топлива за турбиной в форсажной камере температура газового потока повышается с $T_4^* = 600 - 750$ °С за турбиной до $T_{\phi}^* = 1600 - 1850$ °С перед выходным соплом двигателя.

Для того чтобы режим работы компрессора и турбины ТРД при включении форсажной камеры сохранился неизменным, необходима установка регулируемого реактивного сопла (необходимо увеличить площадь среза сопла).

Дополнительное сжигание топлива за турбиной приводит к повышению температуры газов перед соплом, в сопле происходит мощный теплоперепад (резкое расширение газов в сопле), благодаря чему увеличивается скорость истечения газов из сопла, что приводит к увеличению тяги.

Форсажные камеры по условиям смесеобразования и горения топлива отличаются от основных камер сгорания тем, что значение коэффициента избытка воздуха α обычно находится в пределах $\alpha = 1,1 - 1,8$, то есть в пределах надежного воспламенения и устойчивого горения топливоздушная смеси. В форсажных камерах устанавливают большое число форсунок, объединенных несколькими топливными коллекторами.

Для сравнения размеров двигателя и форсажной камеры на рис. 12.1 показаны двигатель 1 и форсажная камера 2 к нему.



Рис. 12.1. Сравнение внешних размеров форсажной камеры и двигателя

Вид форсажной камеры на срезе сопла представлен на рис. 12.2.



Рис. 12.2. Вид форсажной камеры со стороны сопла

13. ВИБРАЦИЯ И ВИБРАЦИОННАЯ ЗАЩИТА ДВИГАТЕЛЯ И ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Вибрация двигателя передается самолету через узлы крепления. При совпадении или кратности частоты вибрации двигателя с собственной частотой колебаний конструктивных элементов самолета возникает резонанс, который приводит к высоким амплитудам колебаний и к возникновению аварийной ситуации. Для того чтобы избежать таких явлений, разработаны мероприятия, которые обеспечивают пассивную и активную защиту двигателя от вибраций.

Активная защита позволяет в процессе производства двигателя избежать опасных уровней вибрации и сразу исправить аварийное положение.

Пассивная защита дает возможность измерить уровень вибрации двигателя и дать заключение о пригодности двигателя к работе.

13.1. Источники вибрации и активная защита двигателя от вибрации

Основными причинами, вызывающими вибрацию двигателя, являются:

- 1) несбалансированность ротора турбокомпрессорного агрегата;
- 2) близость критических оборотов ротора к его рабочим оборотам;
- 3) неравномерность поля скоростей и давлений газового и воздушного потоков по сечениям двигателя.

Несбалансированность ротора характеризуется отклонением центра тяжести его сечений от оси вращения, что создает дополнительные нагрузки на подшипники и вызывает вибрацию двигателя. Для уменьшения неуравновешенных сил все роторы авиадвигателей в процессе изготовления подвергают статической и динамической балансировке путем удаления излишней массы с "тяжелой" стороны или добавления массы на "легкую" сторону ротора.

Статической балансировке подвергаются только диски вращающихся роторов.

Весь ротор обязательно подвергают **динамической** балансировке. Отбалансированный динамически ротор является отбалансированным статически.

При ускорении вращения любого реального ротора можно достичь критических оборотов, при которых под действием неуравновешенных центробежных сил происходит резкое увеличение прогиба его оси, что сопровождается интенсивной вибрацией двигателя. Для каждого конкретного ротора эти обороты имеют определенную величину.

Ротор может вращаться с критическими оборотами или близкими к ним вокруг прогнутой оси, или вращаться вместе с прогнутой осью вокруг теоретической оси турбокомпрессора.

Работа роторов авиадвигателей на критических оборотах недопустима, так как приводит к усилению вибраций силовой установки, возможному задеванию лопаток ротора за корпус двигателя, разрушению подшипников и аварии двигателя.

При увеличении оборотов выше критических прогиб ротора и вибрация двигателя уменьшаются. Если быстро перейти через критическое число оборотов, то при некотором удалении от него двигатель снова может работать в расчетном режиме.

Роторы, рабочий диапазон оборотов которых ниже критических (до 30 %), называют жесткими, а роторы, у которых диапазон оборотов выше критических, – гибкими (не менее, чем на 30 %). В двигателях с гибким ротором критические обороты следует проходить как можно быстрее.

Возмущающие силы воздушного и газового потока, действуя периодически на лопатки и диски компрессора и турбины, на тонкостенные оболочки, вызывают их вибрации. Это может привести к образованию трещин на деталях и к вибрации всего двигателя.

Особенно опасны резонансные колебания, при которых частота собственных (свободных) колебаний деталей двигателя равна или кратна частоте возмущающей силы. Тогда происходит разрушение детали. Эти резонансные колебания устраняют повышением жесткости деталей: утолщением стенок роторных дисков, введением ребер жесткости на них, обеспечивают равномерность газового потока по сечению дисков.

13.2. Пассивная защита двигателя от вибрации

В целях повышения безопасности полетов для каждого двигателя осуществляют постоянный контроль уровня вибрации. Регистрирующие датчики устанавливаются на силовых фланцах двигателя и по ним измеряют размах и частоту колебаний. Контроль уровня вибрации проверяется только в плоскости наибольшей вибрации.

Величина допустимого уровня вибрации (виброперегрузки) устанавливается, исходя из назначения двигателя, и соотношения его веса и веса самолета.

На двигателях для гражданских самолетов допустимая виброперегрузка лежит в пределах 3 – 4,5 g; допустимая амплитуда колебаний должна быть не более 0,2 – 0,5 мм.

Регистрирующие датчики устанавливаются на силовых фланцах двигателя, и по ним измеряют размах и частоту колебаний.

Замер виброперегрузки двигателя в процессе эксплуатации дает возможность судить об исправности двигателя.

В случае превышения допустимого уровня вибрации двигатель выключается, снимается с самолета и отправляется на завод-изготовитель для устранения вибрации.

14. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Эксплуатационными характеристиками авиационных газотурбинных двигателей называют зависимости, показывающие влияние условий эксплуатации на эффективность работы двигателя и его основные характеристики – тягу, мощность, удельный и часовой расходы топлива.

К условиям эксплуатации относят: состояние наружной атмосферы (давление, температуру, влажность воздуха), параметры полета (высоту и скорость движения самолета), программу регулирования двигателя, определяющую выбранную закономерность изменения регулируемых параметров, особенности работы двигателя на самолете.

Эксплуатационные характеристики определяются режимом работы двигателя и его «режимными» параметрами: например, числами оборотов двигателя, температурой газа перед турбиной, положением регулятора критического сечения выходного сопла, условиями полета, состоянием наружной атмосферы.

Необходимо отметить, что *условия эксплуатации*, особенно при длительной работе двигателя оказывают существенное влияние на его надежность, могут вызвать коробление, вмятины, коррозию, эрозию лопаток, нагарообразование, обледенение, рост радиальных зазоров в турбине, износ лабиринтов в рабочих лопатках турбины, разрегулировку отдельных узлов.

Эксплуатационные характеристики авиационных газотурбинных двигателей – это дроссельные, скоростные, высотные и специальные.

Такие характеристики весьма наглядны, так как они показывают, каким путем в полете производится согласование потребных и располагаемых тяг и мощностей самолета и двигателя.

14.1. Скоростные характеристики

Скоростные характеристики авиационного двигателя – это зависимости тяги R и удельного расхода топлива $C_{уд}$ от скорости полета $V_{п}$ при заданной программе регулирования двигателя, т.е. при постоянных значениях оборотов ротора $n = \text{const}$ и температуры газа перед турбиной $T_3^* = T_{3 \max}^* = \text{const}$ на различных режимах работы двигателя (рис. 14.1).

В реактивном двигателе при числе $M = 0,3 - 0,5$ тяга R имеет минимальное значение, затем с ростом скорости полета возрастает и достигает максимума при $M = 2,3 - 2,5$, после чего интенсивно падает до нуля.

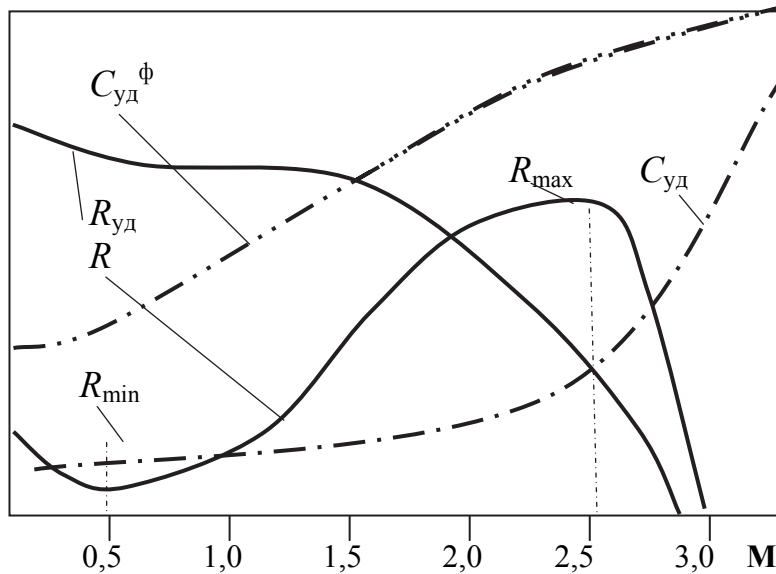


Рис. 14.1. Иллюстрация скоростных характеристик реактивного двигателя

Такое изменение тяги R происходит потому, что тяга равна произведению удельной тяги $R_{уд}$ и расхода воздуха G_v . С увеличением скорости полета удельная тяга непрерывно уменьшается. Расход воздуха G_v через двигатель увеличивается в результате роста общей степени повышения давления в двигателе. При малых скоростях полета расход воздуха возрастает медленнее, чем снижается $R_{уд}$, поэтому R двигателя на малых скоростях полета уменьшается.

Затем увеличение G_v начинает преобладать над уменьшением $R_{уд}$ вследствие чего тяга R увеличивается. При больших скоростях $R_{уд}$ настолько уменьшается, что повышение G_v через двигатель не дает увеличения тяги (более $M = 2,5$). И когда удельная тяга $R_{уд}$ равна нулю, то тяга R также стремится к нулю.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ с увеличением числа M полета непрерывно возрастает и становится бесконечно большим при числе Маха, когда тяга $R = 0$.

У турбореактивного двигателя с форсированием тяги скоростные характеристики меняются следующим образом: удельный расход топлива $C_{уд}^{\phi}$ и тяга R^{ϕ} интенсивнее возрастают с ростом скорости до значительных чисел Маха.

14.2. Высотные характеристики

Высотные характеристики – это зависимости тяги R и удельного расхода топлива $C_{уд}$ на заданном режиме работы двигателя от высоты полета H при выбранной программе регулирования двигателем: числе оборотов ротора компрессора $n = n_{max} = const$ и температуре газов перед турбиной $T_3^* = T_{3max}^* = const$ (рис. 14.2).

С увеличением высоты полета H тяга R интенсивно уменьшается, причем, начиная с $H = 11$ км, падение тяги усиливается. Такое изменение R объясняется изменением удельных тяги $R_{уд}$ и расхода топлива $C_{уд}$ по высоте полета.

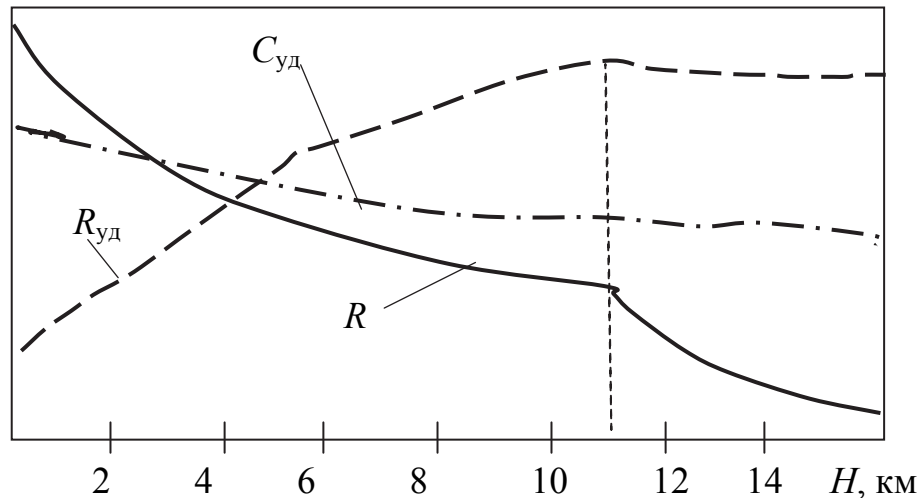


Рис. 14. 2. Иллюстрация высотных характеристик реактивного двигателя

Так как при наборе высоты H температура невозмущенного потока воздуха T_n уменьшается, то степень подогрева воздуха T_3^*/T_n увеличивается в двигателе, поэтому $R_{уд}$ до $H = 11$ увеличивается. На высоте большей 11 км считают, что $T_n = const$, поэтому $R_{уд} = const$.

Расход воздуха с увеличением высоты полета H интенсивно уменьшается, так как давление воздуха P и его плотность ρ падают. Начиная с $H = 11$ км, считают, что степень повышения давления в компрессоре $\pi_k^* = const$ и, следовательно, падение давления воздуха более интенсивно.

Тяга R до 11 км в результате увеличения $R_{уд}$ и снижения $C_{уд}$ уменьшается медленнее, чем после 11 км, когда тяга уменьшается пропорционально снижению плотности ρ .

Удельный расход топлива $C_{уд}$ с увеличением высоты H незначительно уменьшается до $H = 11$ км, так как при $T_3^* = const$ количество тепла возрастает, что ведет за собой уменьшение температуры воздуха в компрессоре T_2^* и увеличение удельной тяги $R_{уд}$. На высотах H больше 11 км считают, что $C_{уд} = const$.

14.3. Дроссельные характеристики

Дроссельные характеристики – это зависимости тяги R и $C_{уд}$ от частоты вращения ротора n при постоянных значениях скорости полета $V = \text{const}$ и высоты полета $H = \text{const}$, и принятой программы регулирования (рис. 14.3). Различают дроссельные характеристики с *нерегулируемой* и *регулируемой проточной частью*.

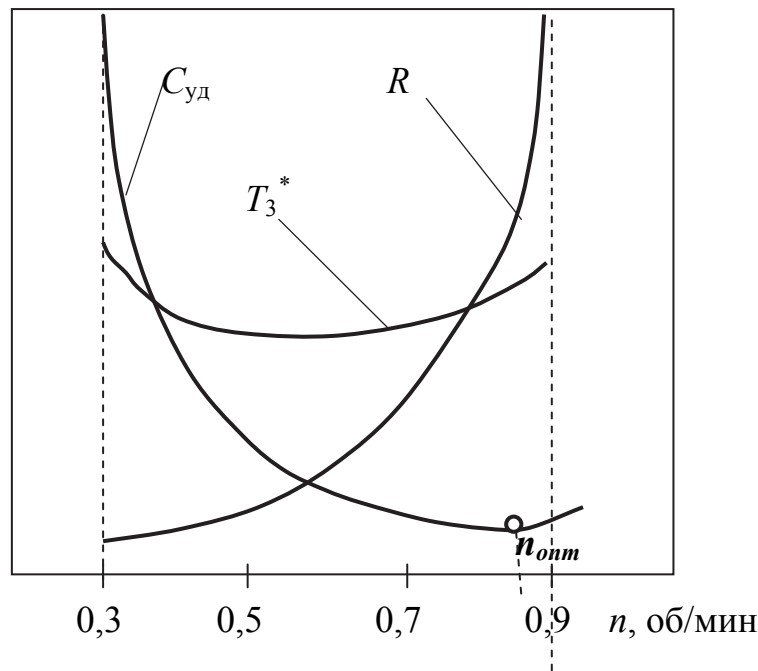


Рис. 14.3. Иллюстрация дроссельных характеристик с нерегулируемой проточной частью реактивных двигателей

Анализируя рис. 14.3, можно сказать, что если двигатель имеет нерегулируемую проточную часть, то на характер протекания процессов в двигателе влияет температура газов перед турбиной T_3^* . При увеличении частоты вращения ротора тяга R интенсивно возрастает. Чем выше частота n , тем интенсивнее возрастает тяга R . Например, изменение n на 1 % приводит к изменению тяги R на 2 %.

Удельный расход топлива $C_{уд}$ с возрастанием чисел оборотов n снижается вследствие увеличения степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k^* , достигает минимума $C_{уд \min}$ при $n_{\text{опт}}$ (вблизи крейсерского режима), а затем несколько увеличивается в результате преобладающего над π_k^* увеличения температуры T_3^* и снижения КПД компрессора.

Дроссельные характеристики в ТРД с *регулируемой проточной частью* (рис. 14.4) строятся также в зависимости от частоты вращения ротора и температуры газов перед турбиной. Но для повышения запаса устойчивой работы компрессора используют системы автоматического управления: поворот лопаток входного направляющего аппарата (ВНА)

компрессора, автоматы перепуска воздуха из промежуточных ступеней компрессора, изменение площади критического сечения выходного сопла двигателя.

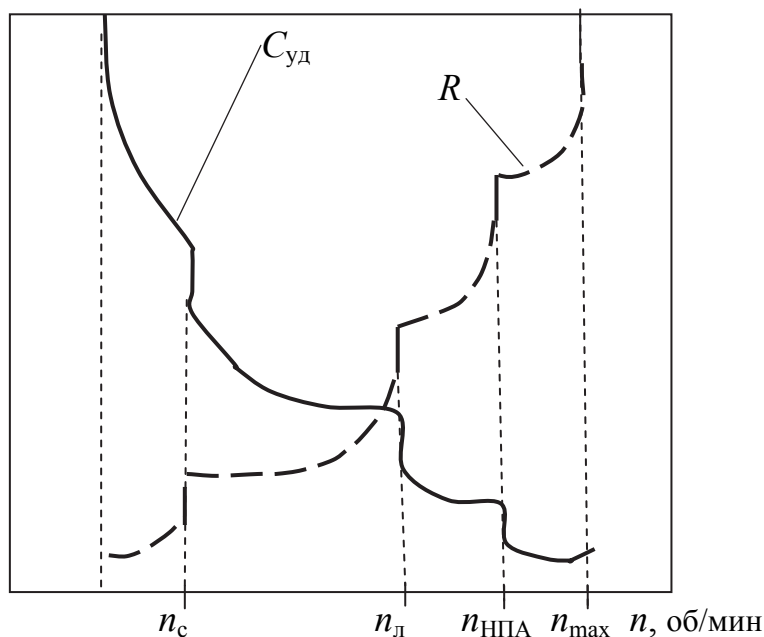


Рис. 14.4. Иллюстрация дроссельных характеристик двигателя с регулируемой проточной частью

Например, для повышения запаса устойчивой работы компрессора и его КПД лопатки входного направляющего аппарата ВНА устанавливаются на меньшие углы при частоте вращения $n_{ВНА}$. При этом тяга двигателя $C_{уд}$ падает из-за увеличения КПД компрессора.

При частоте вращения n_l ленты перепуска воздуха открываются и часть воздуха из компрессора выпускается, чтобы обеспечить устойчивую работу компрессора. При пониженных оборотах n_c регулируемое выходное сопло двигателя полностью раскрывается для обеспечения устойчивой работы компрессора, для ускорения процесса запуска и приемистости двигателя. При этом тяга R скачкообразно уменьшается вследствие уменьшения T_3^* и увеличения π_t^* . Удельный расход $C_{уд}$ при этом возрастает, так как возрастает π_t^* и уменьшается КПД турбины.

Тяга и удельный расход топлива существенно отличаются от табличных значений в зависимости от отклонения атмосферных условий (давления невозмущенного потока воздуха P_n и температуры окружающей среды в невозмущенном потоке T_n) по сравнению со стандартными значениями ($P_n = 1 \text{ атм}$, $T_n = 288 \text{ К}$).

В процессе эксплуатации силовой установки необходимо учитывать влияние на тягу R , экономичность двигателя и температуру окружающего воздуха T_n : при снижении T_n всегда наблюдается увеличение тяги и небольшое снижение $C_{уд}$.

15. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

Запуск двигателя представляет собой процесс перевода двигателя из нерабочего состояния в режим малого газа. Продолжительность запуска составляет 30 – 120 с.

Запуск двигателя включает: прокрутку ротора двигателя, подачу топлива в камеру сгорания, воспламенение его и вывод двигателя на режим малого газа.

Для запуска необходимо пусковое устройство – стартер, источники энергии для питания стартера, пусковые топливные магистрали, агрегаты зажигания и управления.

Комплекс этих устройств и агрегатов называется *системой запуска*. Процесс запуска до выхода двигателя на заданный режим происходит автоматически, после нажатия на пусковую кнопку и рычага РУД в положение, соответствующее запуску.

Система запуска двигателей от бортовых источников питания должна быть автономной и обеспечивать последующие запуски (если это необходимо) без промежуточной дозарядки или дозаправки бортовых средств.

15.1. Этапы запуска

Прокрутка ротора турбокомпрессора двигателя при запуске осуществляется стартером и турбиной двигателя. Система запуска работает только в период запуска двигателя, причем с определенным перекрытием по времени с работой основной топливной системы (например, система запуска серийного двигателя продолжает работать до чисел оборотов $n = 1750$ об/мин, в то время как двигатель запущен уже при числах оборотов $n = 250 - 810$ об/мин).

Запуск двигателя можно разбить на три этапа (рис. 15.1).

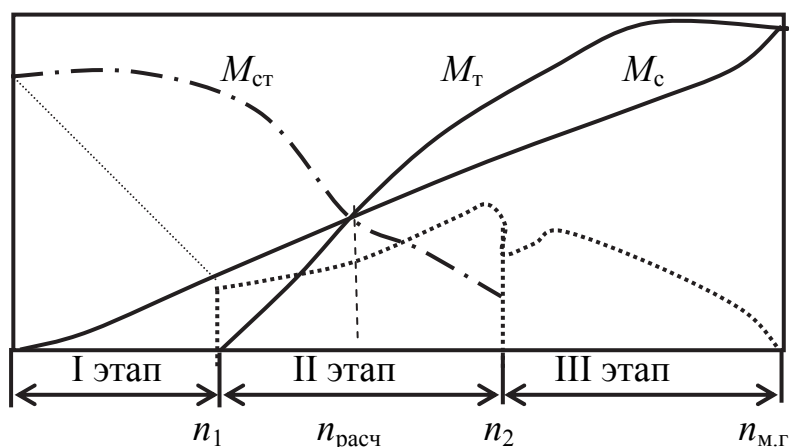


Рис. 15.1. Этапы запуска двигателя

На **I этапе** запуска ротор двигателя прокручивается только стартером до чисел оборотов n_1 , когда вступает в активную работу турбина. На этом этапе запуска температура газов перед турбиной постоянна и близка к температуре окружающего воздуха.

Момент ускорения ротора двигателя M_{yI} на I этапе:

$$M_{yI} = M_{ст} - M_c,$$

где $M_{ст}$ – момент ускорения, развиваемый стартером; M_c – момент сопротивления, который необходим для вращения компрессора, привода агрегатов и для преодоления трения в подшипниках.

На **II этапе** запуска от чисел оборотов n_1 до n_2 (момент отключения стартера) происходит совместная прокрутка ротора стартером и турбиной. На этом этапе, после подачи в камеру сгорания топлива и его воспламенения, температура газов резко возрастает при $n_{расч}$.

Момент ускорения ротора двигателя M_{yII} равен:

$$M_{yII} = M_{ст} + M_{тII} - M_c,$$

где $M_{тII}$ – момент вращения турбины.

При частоте вращения ротора с числом оборотов, соответствующих холодной прокрутке двигателя в пределах n_2 , момент ускорения ротора двигателя будет равен моменту вращения турбины:

$$M_{ст} = M_c; \quad M_{yII} = M_{тII}.$$

На **III этапе** от n_2 до частоты вращения ротора на режиме малого газа $n_{м.г}$ стартер уже отключен и компрессор двигателя прокручивается только турбиной.

В этом случае момент ускорения ротора компрессора:

$$M_{yIII} = M_{тIII} - M_c.$$

При достижении чисел оборотов малого газа $n_{м.г}$ момент ускорения ротора двигателя при $n = n_{м.г}$ будет равен нулю $M_{yIII} = 0$, а момент вращения турбины $M_{тIII} = M_c$.

15.2. Автоматика запуска

Запуск и прекращение запуска, холодную прокрутку, консервацию двигателя и запуск его в полете при помощи пусковой панели осуществляет автоматика запуска двигателя.

Для автоматического управления запуском по той или иной программе в пусковых панелях имеются автоматы времени или пусковые коробки.

15.3. Стартеры

Для прокрутки роторов двигателей применяют автономные электрические и механические стартеры.

Для запуска двигателей применяют электрические, постоянного тока стартеры прямого действия, у которых есть непосредственная связь через механическую передачу с ротором двигателя. Электрические стартеры достаточно надежны в работе, просты в управлении, позволяют легко автоматизировать процесс запуска, удобны в эксплуатации.

Частота их вращения в процессе запуска автоматически регулируется по заранее выбранному закону.

Для запитки энергией электрических стартеров применяют наземные и бортовые источники. Бортовые источники представляют собой аккумуляторные батареи или генераторы постоянного тока, которые запитываются турбогенераторной установкой. Но время запуска при использовании турбогенераторной установки увеличивается за счет запуска вначале самой турбогенераторной установки.

Авиационная аккумуляторная батарея имеет напряжение 24 – 27 В, электрическую емкость 28 А и массу около 30 кг. Для запуска двигателя большой мощности необходимо иметь несколько батарей.

15.4. Агрегаты зажигания

На двигателях используют низковольтную систему зажигания с электроэрозионной свечой поверхностного разряда, дающей большую тепловую энергию для воспламенения топливно-воздушной смеси (рис. 15.2).

Напряжение тока, подводимое к таким свечам, составляет 1,2 – 2,5 кВт.

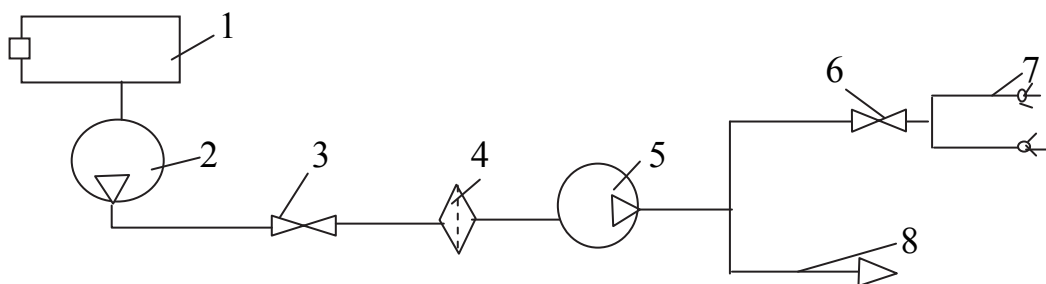


Рис. 15.2. Схема пусковой топливной магистрали:

- 1 – бак с топливом; 2 – пусковой насос ПН-1; 3 – кран; 4 – фильтр;
- 5 – пусковой насос ПН-2; 6 – пусковой электромагнитный клапан;
- 7 – пусковые форсунки; 8 – основная топливная магистраль

Для пожарной безопасности цепи зажигания должны быть электрически независимыми от всех других электрических цепей, то есть экранированы и проложены отдельно от высоковольтных цепей.

16. СИСТЕМЫ ТОПЛИВОПИТАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

16.1. Топливные системы двигателя

Каждый ВРД включает две топливные системы: основную и пусковую. На ТРД с форсажем имеется третья топливная система – форсажная.

Основная топливная система обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания в течение всего времени работы двигателя.

Пусковая топливная система обеспечивает необходимую подачу топлива для розжига камер сгорания. Она работает только в процессе запуска, причем с определенным перекрытием по времени и оборотам с работой основной топливной системы. Например, пусковая топливная система работает до чисел оборотов 1750 об/мин, в то время как запуск двигателя происходит при 250 – 810 об/мин.

Форсажная топливная система подключена обычно к основной топливной системе низкого давления.

Топливная система самолета предназначена для питания двигателей топливом во всем диапазоне высот и скоростей полета самолета с положительными перегрузками.

Топливо располагается в двух или в трех фюзеляжных баках-гермоотсеках или в крыле. Возможно применение сбрасываемых подвесных топливных баков, устанавливаемых на постах подвески.

Для обеспечения нормальной центровки самолета во все время полета по мере расхода топлива топливо автоматически вырабатывается из баков в определенной последовательности. Например, топливо у самолета Су-24 вырабатывается примерно 200 кг из фюзеляжных баков. Затем вырабатывается полностью из подфюзеляжного подвесного бака. Затем вырабатывается полностью топливо из подкрыльевых подвесных баков.

При полете без подвесных баков порядок выработки сохраняется без учета выработки топлива из подвесных баков.

При отказе насосов топливо поступает к двигателям самотеком.

Комбинированная система дренажа и наддува совместно с системой нейтрального газа обеспечивает постоянное поддавливание топливных баков на всех режимах полета и пожаробезопасность.

Топливная система самолета включает в себя несколько систем:

- систему подачи топлива (топливопитания) к двигателям;
- систему перекачки топлива из одного бака в другой;
- систему выработки топлива из подвесных баков;
- систему дренажа и наддува топливных баков;
- систему охлаждения воздуха и гидросмеси в топливо-воздушном и топливо-гидравлическом радиаторах;

- систему отдельного аварийного слива топлива;
- систему автономного запуска двигателя;
- систему нейтрального газа.

Топливные системы ВРД должны обеспечивать:

- точную ручную и автоматическую дозировку топлива в соответствии с выбранными законами регулирования двигателя;
- легкий и надежный запуск двигателя на земле и в воздухе при всех атмосферных условиях;
- тщательное и равномерное распыление топлива на всех режимах и высотах полета;
- надежную остановку двигателя прекращением подачи топлива;
- пожарную безопасность;
- простоту управления двигателем (одна ручка управления двигателем);
- простоту техобслуживания и замены фильтров и других конструктивных элементов топливной системы.

Система топливопитания состоит из баков, трубопроводов подачи топлива к двигателю, аккумуляторов (обеспечивающих бесперебойную подачу топлива) и контрольных приборов. Если на самолете два или более двигателей, то для повышения надежности система топливопитания снабжена краном кольцевания, через который сообщаются левая и правая магистрали питания двигателей.

Перед запуском двигателя включаются подкачивающие электронасосы, которые создают в топливной системе давление $0,5 - 1,2 \text{ кг/см}^2$. К моменту открытия электромагнитного клапана, который регулирует подачу топлива к рабочим форсункам, давление топлива достигает величины, обеспечивающей нормальный распыл топлива пусковыми форсунками.

Основными и наиболее сложными элементами систем топливопитания являются насосы, форсунки, автоматические устройства.

Для транспортных самолетов, как правило, топливные системы выполняют открытого типа, то есть топливные баки сообщаются с атмосферой.

16.2. Агрегаты топливных систем

1) У современных ВРД применяют топливные насосы производительностью $6000 - 10000 \text{ кг/ч}$ с максимальным давлением топлива за насосом $70 - 90 \text{ атм}$ (кг/см^2). Топливные насосы надежны в эксплуатации в широких диапазонах вязкости и температуры топлива.

В топливной системе самолета в качестве **основных** насосов применяют шестеренные (рис. 16.1) и плунжерные (рис. 16.2), а в качестве **подкачивающих, вспомогательных** – центробежные и коловратные.

Шестеренные насосы имеют малые габариты и вес, отличаются простой конструкцией, менее чувствительны к чистоте и сорту топлива. Но они не дают возможность регулировать подачу топлива в двигатель при неизменном режиме работы двигателя и при изменившихся условиях полета. Производительность шестеренчатых насосов 5000 – 7000 кг/ч, давление нагнетания 60 – 120 кг/см².

Топливные шестеренные насосы отличаются от масляных шестеренных насосов большим числом зубьев для уменьшения пульсаций потока топлива и использованием игольчатых подшипников вместо скользящих для восприятия больших радиальных нагрузок.

Плунжерные насосы перед другими насосами обладают рядом преимуществ: возможностью получения высоких давлений топлива, регулирования расходом топлива при постоянной скорости вращения ротора, более высоким коэффициентом подачи топлива. К недостатку плунжерных насосов можно отнести сложность конструкции, чувствительность к коррозии, сорту и чистоте топлива.

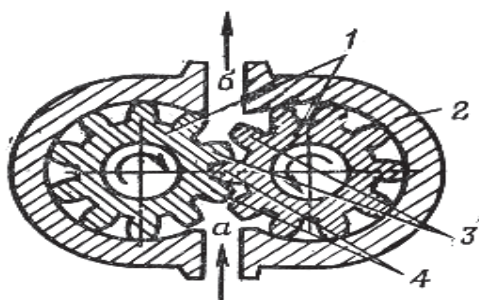


Рис. 16.1. Схема шестеренного насоса: а – полость всасывания; б – полость нагнетания; 1 – шестерни; 2 – корпус; 3, 4 – зубья шестерен

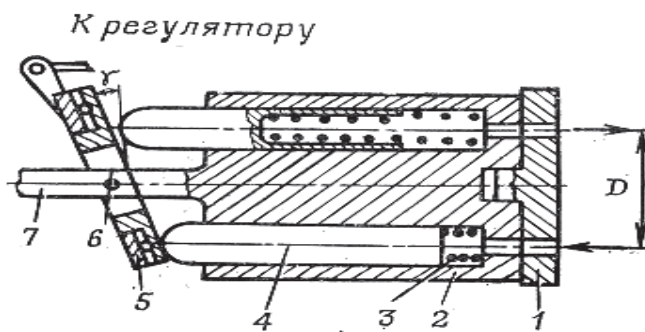


Рис. 16.2. Схема плунжерного насоса: 1 – распределительный золотник; 2 – блок цилиндров; 3 – пружина; 4 – плунжер; 5 – наклонная шайба; 6 – ось; 7 – приводной вал

Качающий узел плунжерного насоса состоит из 5-11 плунжеров, узла наклонной шайбы и распределительного золотника. Плунжерный насос снабжается предохранительным клапаном, который перепускает топливо из линии нагнетания в линию слива при увеличенном давлении.

Центробежные насосы (рис. 16.3) подкачки состоят из двух основных узлов: качающего узла (вращающейся крыльчатки – центробежного колеса) и дросселирующего клапана, который поддерживает постоянное давление подкачки в пределах 1,8 – 3,0 кг/см² (для уменьшения пульсаций давления в клапан вмонтирован гидравлический демпфер).

Надо отдать должное центробежным насосам – они способны при малых габаритах и весе обеспечить достаточно высокую производительность (15000 – 20000 кг/ч), они менее чувствительны к качеству применя-

емого топлива, но имеют большую пульсацию давления на выходе, поэтому в топливной системе самолета они применяются в качестве подкачивающих.

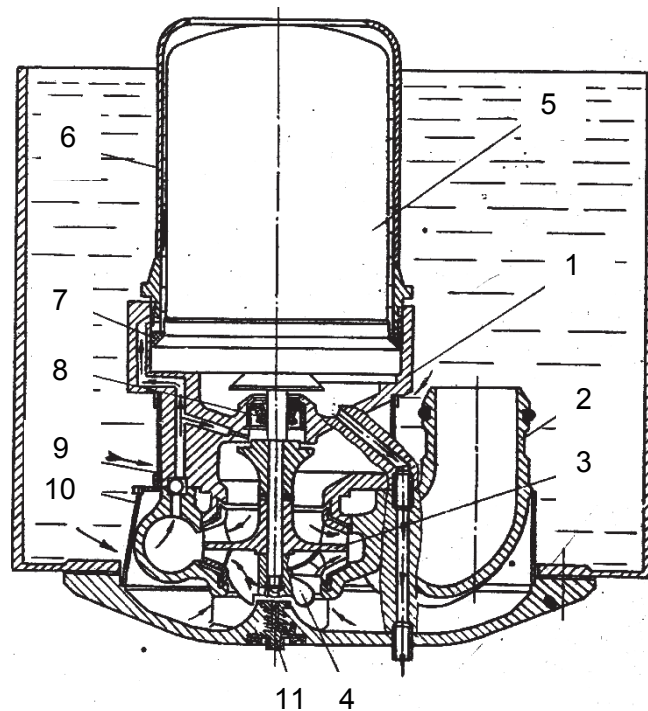


Рис. 16.3. Схема топливного центробежного насоса подкачки ЭЦН-333М:
1 – корпус; 2 – улитка; 3 – крыльчатка; 4 – осевое колесо; 5 – электродвигатель; 6 – колпак; 7 – резиновое уплотнение; 8 – манжетное уплотнение; 9, 10 – предохранительная сетка; 11 – сливной кран

Коловратные насосы не могут обеспечить высокого постоянного давления, поэтому их используют в качестве подкачивающих насосов перед основными насосами высокого давления (из-за больших утечек топлива). Они отличаются относительной простотой конструкции и малыми габаритами и состоят:

- из качающего узла, обеспечивающего всасывание и нагнетание топлива;
- редукционного клапана, поддерживающего давление на выходе $2,5 \text{ кг/см}^2$;
- перепускного клапана, обеспечивающего перепуск топлива при заливке топливной системы при неработающем двигателе.

2) **Топливные фильтры** очищают топливо от стружки, песка, пыли и кристаллов льда, обеспечивая надежную работу насосов и автомата регулятора подачи топлива и предотвращая засорение жиклеров и форсунок.

Наборные сетчатые фильтры топливной системы аналогичны сетчатым фильтрам масляной системы, но у топливных фильтров на 1 см^2 площади приходится от 10 000 отверстий (для фильтров низкого давления)

до 17 000 отверстий (у фильтров высокого давления). Топливные фильтры обеспечивают большую чистоту фильтрации, их выполняют из никелевой сетки – они прочны и не окисляются.

Сетчатые цилиндрические фильтры ставят в форсунках и они имеют 17 000 отверстий на 1 см^2 .

Зернистые фильтры изготавливают спеканием бронзовых зерен-гранул, которые образуют поры (но гранулы могут выкрашиваться со временем).

Щелевые фильтры состоят из каркаса с намотанной на него проволокой, между витками которой циркулирует топливо. Ставятся также в форсунках.

Фильтры **низкого давления** изготавливают из фетра, пористой бумаги, нейлона, металлической сетки.

3) **Топливные форсунки** обеспечивают распыл топлива в камерах сгорания. Распыливание топлива увеличивает площадь соприкосновения топлива с воздухом, облегчает воспламенение топливо-воздушной смеси и ее полное сгорание. Причем капли топлива должны быть различными по размеру (10 – 400 мкм) для повышения устойчивости горения бедных смесей.

Применяют два типа распыливающих форсунок – струйные и центробежные. Наиболее эффективны центробежные форсунки (рис. 16.4), поэтому они применяются на всех двигателях в качестве пусковых и рабочих форсунок. Центробежные форсунки могут быть регулируемые – двухканальные (регулируют расход топлива) и нерегулируемые – одноканальные.

Производство форсунок очень сложное, требует высокой точности обработки. Форсунки проходят ряд испытаний на герметичность, равномерность и угол распыла, замер расхода топлива и т.п.

Наиболее частыми дефектами у форсунок являются: нарушение герметичности и связанное с ним подтекание топлива, что приводит к пожарной опасности и нагарообразованию на сопле форсунки.

Топливо истекает из форсунки через кольцевое сечение, а через центральную часть сопла форсунки выдувается воздушный вихрь с давлением, равным давлению в камере сгорания.

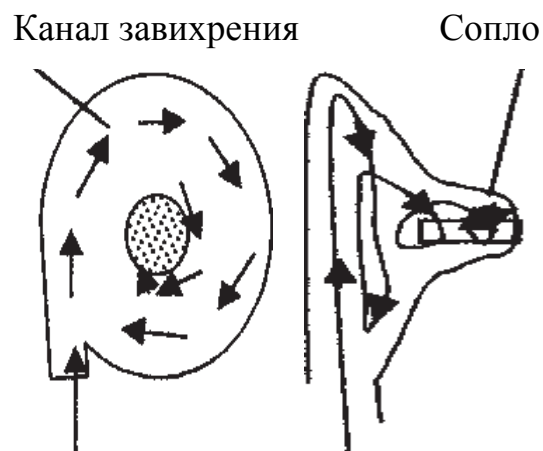


Рис. 16.4. Схема работы центробежной форсунки

4) **Бачок-аккумулятор** (рис. 16.5) предназначен для подачи топлива в двигателя при действии на самолет нулевых и отрицательных перегрузок. Он размещен внутри бака и крепится к фюзеляжу кронштейнами при помощи двух стяжных лент.

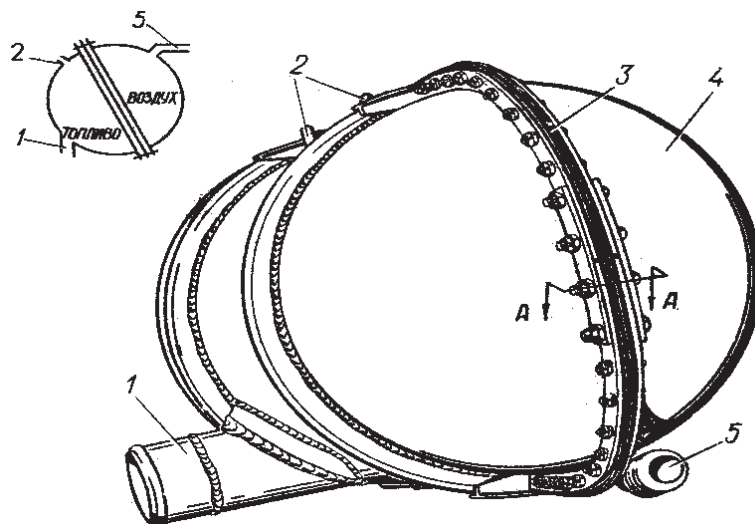


Рис. 16.5. Внешний вид бачка-аккумулятора

5) Для защиты топливных баков от пожара и для поддержания избыточного давления в фюзеляжных баках на всех режимах полета используют **систему надува топливных баков нейтральным газом**.

В качестве нейтрального газа используют газообразный азот, осушенный с точкой росы не выше минус 40°C , степень очистки 20 мкм.

Пожарная безопасность топливных баков достигается путем:

- а) продувки топливных баков после заправки чистым сухим азотом с целью удаления из них кислорода;
- б) получения взрывобезопасной концентрации кислорода в свободных объемах топливных баков.

Безопасная концентрация кислорода (0 – 10 %) в топливных баках создается за счет подачи азота от четырех баллонов емкостью 20 л каждый, которые установлены между двигателями в районе шпангоутов.

Подача азота в фюзеляжные топливные баки осуществляется путем открытия вентиля, который установлен в люке у шпангоута. Газообразный азот под высоким давлением поступает в редуктор, где давление понижается до значения $P = 8_{-2,0}^{+2,5}$ кг/см².

16.3. Дренажирование топливной системы

Система дренажа топливной системы (рис. 16.6) предназначена для слива топлива из мест, где произошла утечка топлива (в местах уплотнения, негерметичности шлангов).

Система дренажа:

- уменьшает пожарную опасность при эксплуатации двигателя, так как при ее помощи обеспечивается слив топлива из всех возможных мест его просачивания и скопления;
- обеспечивает надежное сообщение воздушных полостей автоматов регулятора подачи топлива с атмосферой через специальный дренажный бачок.

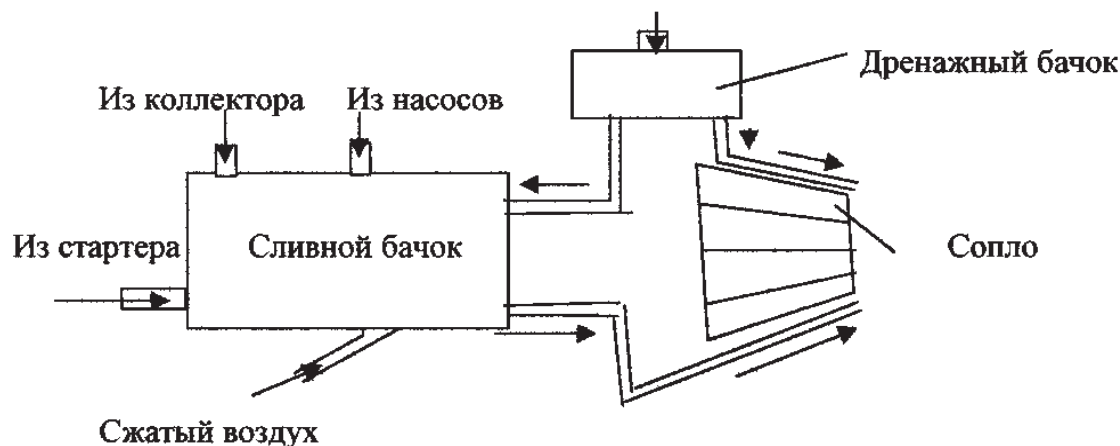


Рис. 16.6. Схема дренажа топлива

Топливо сливается по трубкам либо под капот самолета, либо в специальную емкость (сливной бачок), из которого при переполнении топливо вытесняется сжатым воздухом на срез реактивного сопла, где и сгорает.

16.4. Авиационные топлива

Авиационные топлива – это, прежде всего, авиационный керосин и авиационный бензин.

К авиационным топливам предъявляются следующие требования:

1) Высокая теплота сгорания (теплотворная способность топлива). Чем больше тепла выделяется при сгорании 1 кг топлива, тем больше продолжительность полета самолета при данном запасе топлива или тем меньше расход топлива при определенной продолжительности полета.

2) Высокая объемная теплота сгорания. Чем выше объемная теплота сгорания, тем лучше можно использовать объем топливных баков, добиться большей продолжительности полета.

Теплотворная способность бензинов и керосинов составляет 10300 – 10500 ккал/кг, объемная теплота сгорания бензинов – около 7800 ккал/л, керосинов – 8600 ккал/л.

3) Сохранение характеристик топлива при низких температурах зимой и при полетах на больших высотах. Например, текучесть топлива должна сохраняться до $T = -60^{\circ}\text{C}$ для обеспечения нормальной эксплуатации.

4) Топливо не должно вызывать коррозии материала трубопроводов, баков из-за присутствия кислот, щелочей.

5) Стабильность характеристик топлива, то есть сохранение химического состава и свойств при хранении топлива в течение длительного времени (контакт топлива с воздухом приводит к образованию смол и перекисей). Для повышения стабильности добавляют антиокислители.

6) Нейтральность и очищенность топлива от нежелательных примесей (серы, например), которые могут привести к образованию нагара в камерах сгорания.

7) Высокая испаряемость топлива, так как испарение является важной частью смесеобразования топливоздушной смеси. Топливо с высокой испаряемостью особенно необходимо при запуске холодного двигателя.

8) Высокие противодетонационные свойства. Для удовлетворения этого требования к топливу добавляют различного рода присадки (например, этиловую жидкость, тетраэтилсвинец, а в объемы топливных баков укладывают пенополиуретановые вкладыши).

9) Топливо должно включать антистатические присадки, так как при движении больших потоков керосина по трубопроводам происходит интенсивное накопление статического электричества. Поэтому есть опасность возможного разряда, что приведет к взрыву. К топливу добавляется спецприсадка Сигбол, увеличивающая электропроводность топлива.

10) При заправке топливом самолет и топливозаправщик должны заземляться (рис. 16.7).



Рис. 16.7. Заправка топливом с заземлением

Авиационный бензин является основным топливом для поршневых двигателей.

Во всех воздушно-реактивных двигателях ВРД в качестве топлива применяют *авиационные керосины* Т-1, ТС-1, Т-2, Т-5, ТС-2.

Плотность этих топлив находится в пределах $0,775 - 0,850 \text{ г/см}^3$.

Топливо Т-1 является продуктом прямой перегонки нефти, обладает большой плотностью ($0,850 \text{ г/см}^3$) и большой объемной теплотой сгорания. Топливо Т-1 является лучшим топливом. Практически оно неагрессивно, не вызывает коррозии топливной системы.

Топливо ТС-2 представляет собой широкую бензино-керосиновую фракцию. В состав входят бензин, керосин, лигроин.

Если топливо Т-2 заменить на Т-1, то дальность и продолжительность полета увеличатся на 10 %.

Топлива ТС-1, Т-2 обладают большей коррозионной агрессивностью.

Величина потребной подачи топлива в двигатель изменяется в зависимости от режимов работы, скорости и высоты полета. Минимальная величина топлива 300 – 400 кг/ч, максимальная – 10000 – 30000 кг/ч и более.

17. МАСЛЯНЫЕ СИСТЕМЫ

17.1. Общие сведения о масляных системах двигателя

Надежная смазка трущихся поверхностей подшипников скольжения и качения, шлицевых соединений, шестерен редукторов и приводов двигателя является одним из решающих условий его надежной работы.

Самолетные масляные системы должны обеспечивать:

- а) минимум мощности, затрачиваемой на преодоление трения в подшипниках;
- б) уменьшение износа и трения деталей;
- в) охлаждение трущихся поверхностей деталей;
- г) вымывание твердых включений, отделяющихся от трущихся поверхностей в результате износа, унос их к фильтрам;
- д) консервацию частей двигателя (используемое масло покрывает детали масляной пленкой, предотвращающей их от коррозии).

Масло используется в качестве рабочей жидкости в системах регулирования двигателем, управления воздушным винтом, гидравлической муфте.

Масляные самолетные системы состоят из подсистем: подачи масла к агрегатам двигателя, суфлирования масла и подсистемы отработанного масла.

Масляные самолетные системы делятся на циркуляционные, нециркуляционные, комбинированные.

В **циркуляционных** масляных системах одно и то же масло циркулирует по замкнутому или короткозамкнутому контуру, в них отработанное масло после его очистки, отделения воздуха и охлаждения снова подается в двигатель.

Нециркуляционная масляная система применяется на одноразовых двигателях при больших температурах нагрева масла. Их отличает простота конструкции, но расход масла в них велик из-за того, что масло после отработки теряет свои смазывающие качества и выбрасывается в атмосферу.

Комбинированные масляные системы состоят из двух систем:

1) *обычной циркуляционной* – для смазки узлов трения, работающих при нормальных рабочих температурах;

2) *нециркуляционной* – для смазки опор турбины, работающих в условиях высоких температур.

Такие системы нашли применение на сверхзвуковых самолетах.

В авиационных двигателях наибольшее распространение получила циркуляционная система, которая делится на замкнутую и короткозамкнутую.

Циркуляционная замкнутая система (ЦЗС) характерна тем, что в ней масло циркулирует по контуру: бак – двигатель – радиатор – бак. Масло от двигателя возвращается снова в бак.

Если масло от двигателя, минуя бак, непосредственно вновь поступает на вход к нагнетающему насосу, то такая система называется **циркуляционной короткозамкнутой** (ЦКС). Масло циркулирует по контуру: масляный насос – двигатель – радиатор – масляный насос. В таких системах воздух и небольшая часть масла все же возвращаются в бак для прогрева находящегося там масла, но основная часть масла после охлаждения в радиаторе сразу поступает через насос в двигатель.

По давлению в воздушной полости бака циркуляционные системы разделяют на открытые (рис. 17.1) и закрытые. В **открытых** системах давление в воздушной полости бака равно атмосферному, а в **закрытых** системах при помощи редукционного клапана поддерживается избыточное давление порядка $0,2 - 0,3 \text{ кг/см}^2$.

Циркуляция масла осуществляется одной нагнетающей секцией и тремя отсасывающими секциями. Перекачка масла, например через ДТРД, составляет $10 - 16 \text{ л/мин}$, расход масла – не более $0,3 \text{ л/ч}$.

С подъемом на высоту давление в баке снижается и, следовательно, снижается давление масла на входе в нагнетающий насос. Поэтому основным недостатком открытой циркуляционной системы по сравнению с закрытой и короткозамкнутой системами является её меньшая высотность.

Закрытая циркуляционная система с повышенным давлением в баке, а особенно в комбинации с подкачивающим насосом перед нагнета-

ющим может обеспечить высотность до 14 – 17 км. Для дальнейшего повышения высотности необходимо улучшать герметизацию соединений в системе.

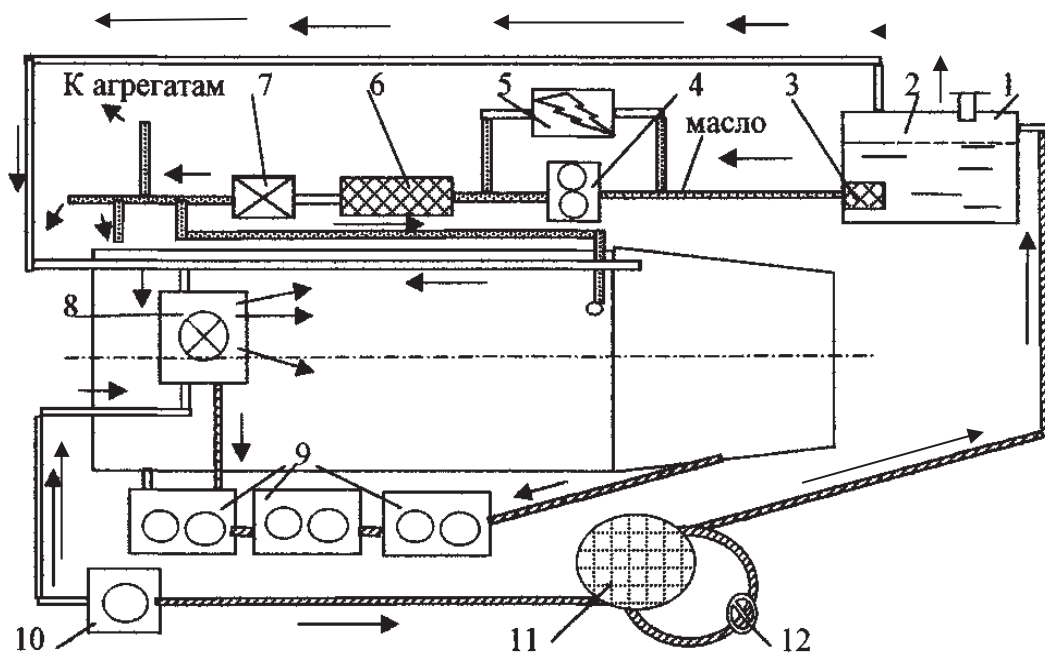


Рис. 17.1. Схема масляной системы открытого типа:

1 – бак; 2 – пеногасительная перегородка; 3 – фильтр очистки масла; 4 – нагнетающий насос; 5 – редукционный клапан; 6 – фильтр на входе в двигатель; 7 – обратный клапан; 8 – центробежный суфлер; 9 – отсасывающие насосы; 10 – центробежный воздухоотделитель; 11 – радиатор; 12 – перепускной клапан; – поток масла в двигатель; – отработанное масло; – эмульсия масла и воздуха

Короткозамкнутая система смазки применяется на ТВД и может обеспечить практически неограниченную высотность, если поставить дополнительный насос на входе в нагнетающую секцию. Такая система обеспечивает надежную работу двигателя на сверхзвуковых и обычных самолетах. При применении короткозамкнутой циркуляционной системы прокачка масла через ТВД составляет 120 – 125 л/мин. Расход масла не превышает 1,2 кг/ч.

Скорость движения масла в нагнетающей системе маслопровода не должна быть выше 2,5 м/с, а в отсасывающих – 1,7 м/с.

Циркуляционная масляная система состоит из всасывающей, нагнетающей и откачивающей магистралей и дополняется системой суфлирования масляных полостей двигателя.

Всасывающая магистраль служит для подвода масла из бака к нагнетающему насосу самотеком или с помощью дополнительного маслонасоса.

Нагнетающая магистраль обеспечивает подачу масла к трущимся деталям под давлением $3,5 \text{ кг/см}^2$.

Откачивающая магистраль с установленными на ней агрегатами необходима для отвода отработанного масла от агрегатов и восстановления его свойств, температуры и чистоты.

17.2. Суфлирование масляной системы

Масляные полости масляной системы отделяются от воздушных и газовых полостей уплотнениями, предотвращающими проникновение в масляную систему воздуха и газов или масла в газовые и воздушные полости. Но все же через уплотнения в масляные полости проникают воздух и газ. Кроме того, после нагнетающих насосов и работы в агрегатах двигателя масло насыщается газами, воздухом и пеной, превращаясь в эмульсию. Поэтому в масляные системы включают суфлер, который обеспечивает суфлирование (через специальный *суфлер* масляные полости двигателя и бак сообщаются с атмосферой).

На большинстве современных двигателей применяют центробежные суфлеры, которые отличаются высокой эффективностью в эксплуатации. Под действием центробежных сил эмульсия масла и воздуха, попав на крыльчатку, разделяется. Частицы масла, как более тяжелые, устремляются к периферии и по специальному маслосборнику вновь сливаются к отсасывающим насосам и попадают в двигатель. Газы и воздух, находящиеся в масле, сосредотачиваясь в центре по оси, через специальные "окна" сбрасываются в атмосферу.

17.3. Агрегаты масляной системы

Масляные насосы используют для обеспечения требуемой прокачки и давления масла на двигателях. Очень широко применяют шестеренчатые масляные насосы. Они компактны, просты в производстве и надежны в эксплуатации.

Производительность шестеренчатых масляных насосов достигает 350 л/мин .

Для повышения стабильной производительности насоса с изменением высоты применяют шестеренчатые масляные насосы с торцевым подводом масла во впадины зубьев шестерен с помощью лопаток, располагаемых на торцах шестерни. Тогда кавитационная характеристика (или изменение производительности насоса W с изменением высоты) повышается (рис. 17.2).

Механический коэффициент КПД насоса равен $\eta = 0,89 - 0,90$.

На ВРД применяют несколько отсасывающих насосов и один или два нагнетающих.

Редукционный и обратный клапаны служат для поддержания требуемого давления масла в нагнетающем маслопроводе на выходе из насоса. Редукционный клапан в случае превышения давления перепускает часть масла из нагнетающего маслопровода во всасывающий.

Работа редукционного клапана зависит от температуры масла. При увеличении температуры уменьшается перепуск масла через редукционный клапан, так как возрастает перекачка масла через двигатель и, наоборот, при уменьшении температуры масла перепуск его через редукционный клапан увеличивается.

В тех случаях, когда уровень масла в баке выше места расположения насоса, на выходе из него ставят **обратный клапан**.

Обратный клапан предотвращает перетекание масла из бака в масляные полости двигателя, когда двигатель не работает.

Конструктивно редукционный и обратный клапаны выполняются шариковыми, конусными и плоскими (тарельчатыми). Наиболее распространены плоские клапаны. Их настройка на рабочее давление масла производится изменением затяжки пружины при помощи винта. Жесткость пружины подбирается так, чтобы клапан открывался при давлении, превосходящем на входе в насос $0,2 - 0,5 \text{ кг/см}^2$.

Фильтры предназначены для лучшей очистки масла как на входе в нагнетающую секцию маслопровода, так и в отсасывающем маслопроводе – это предотвращает загрязнение нагнетающего насоса, радиаторов, масляного бака.

На входе в двигатель фильтр устанавливают за насосом (фильтр высокого давления) и до насоса (фильтр низкого давления).

Фильтры должны обладать малым гидравлическим сопротивлением. В качестве фильтрующего материала для фильтров низкого давления применяют металлическую сетку с числом отверстий $625 - 3600$ на 1 см^2 , для фильтров высокого давления – число отверстий $3600 - 12000 \text{ см}^2$.

Фильтры служат для очистки масла от механических примесей и твердых частиц (продуктов разложения масла, стружки, коксования масла).

Воздухоотделители устанавливают для очистки масла от газов и воздуха в линии откачки, а также для уменьшения пенообразования.

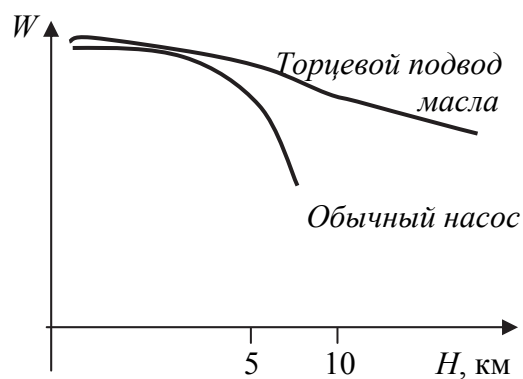


Рис. 17.2. Кавитационная характеристика насоса

Наибольшее распространение получили центробежные воздухоотделители, основным узлом которых является вращающийся барабан. Отработанное масло центробежной силой отбрасывается из внутренней полости барабана к периферии и через торцевой зазор подается в маслоотводящий трубопровод, а воздух и газы через центральный осевой канал барабана отводятся в суфлирующую полость.

Радиаторы служат для охлаждения масла воздухом или топливом, температура масла после охлаждения в радиаторе не должна превышать $80 - 90^{\circ}\text{C}$.

Конструктивно масляные радиаторы выполняются из набора медных или латунных трубок, спаянных по концам вместе и заключенным в общий корпус. Радиаторы по форме соответствуют месту их установки на двигателе или возле него.

Для поддержания температуры масла в заданных пределах и предохранения радиатора от повышенных давлений на радиаторе устанавливается терморегулятор.

Для предотвращения разрушения трубок или корпуса радиатора при низких температурах (густое масло) на радиаторах применяют перепускные клапаны, открывающиеся при перепаде давления свыше допустимого и перепускающие масло, минуя радиатор, непосредственно в маслопровод.

Масляные баки по форме выполняют в зависимости от места их установки. Для изготовления применяют листовые алюминиевые сплавы или мягкие протектированные баки из многослойных резиново-тканевых листов.

Иногда баки выполняют кольцевой формы, и они являются составной частью в конструкции входного устройства двигателя. В этом случае внутренняя система бака охлаждается поступающим в двигатель воздухом и отпадает необходимость в радиаторе.

17.4. Авиационные масла и требования к ним

Тип применяемого авиационного масла определяется нагрузками, действующими на узлы трения, и рабочими температурами.

Основными сильно нагруженными узлами трения являются подшипники качения ротора, которые не требуют масел с большой вязкостью. Применяют минеральные масла МК-6, МК-8 или трансформаторные масла, которые имеют низкую температуру застывания (соответственно -68 , -58 , -55°C).

Для обеспечения надежного запуска при температуре $t = -25^{\circ}\text{C}$ и ниже рекомендуется масла еще более разжижать неэтилированным бензином Б-70.

Масла, имеющие малую вязкость, уменьшают потери на преодоление сил трения в подшипниках, лучше обволакивают нагретые детали, охлаждая их. Чем ниже температура застывания, тем проще в эксплуатации двигатель (то есть не надо сливать масло, подогревать его).

В ТВД сильно нагруженными, кроме подшипников качения ротора, являются зубья шестерен редукторов, для которых требуется масло повышенной вязкости.

Так как применение отдельных масляных систем смазки существенно усложняет конструкцию двигателя, то для смазки ТВД используют смесь двух типов масел: обычно 75 % масла МК-8 (или трансформаторного) и 25 % вязкого масла МК-22 или МС-20. Такую смесь применяют на двигателях с небольшой мощностью $N = 3000 - 4000$ л. с.

На ТВД, у которых на винт передается значительная мощность, применяют смесь масел: 75 % МК-22 или МС-20 и 25 % МК-8 или трансформаторного. Эта смесь обеспечивает более высокую нагрузочную прочность масляной пленки, что гарантирует надежную работу редуктора.

Для смазки поршневых двигателей применяют высоковязкие масла МС-20, МК-22, имеющие температуру застывания (минус 20 – минус 30 °С). Для обеспечения запуска также применяют неэтилированный бензин Б-70.

Цифры в наименовании масел указывают вязкость масла в сантистоксах при 100 °С, буква М – масло, вторая буква – способ очистки масла (С – селективная, К – контактная).

На вертолетных двигателях применяют синтетическое масло Б-3В, обладающее хорошими смазывающими свойствами, высокой термохимической стабильностью.

Эти масла работают при повышенных температурах (выше 200 °С), обладают низкой температурой застывания, обеспечивающей запуск двигателя без подогрева масла при температуре окружающего воздуха до минус 40 °С.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Среди воздушно-реактивных двигателей можно выделить большую группу, характерной особенностью которых является наличие турбокомпрессорного агрегата для сжатия воздуха в термодинамическом цикле, служащем для преобразования тепловой энергии в механическую работу. Такие двигатели объединены общим названием *газотурбинных двигателей*.

Использование газовой турбины как тепловой машины в сочетании с принципом прямой реакции явилось весьма плодотворным техническим решением, которое позволило совершить революцию в авиационной технике, заменив поршневые двигатели. Создано большое число самых разно-

образных типов воздушно-реактивных двигателей для летательных аппаратов.

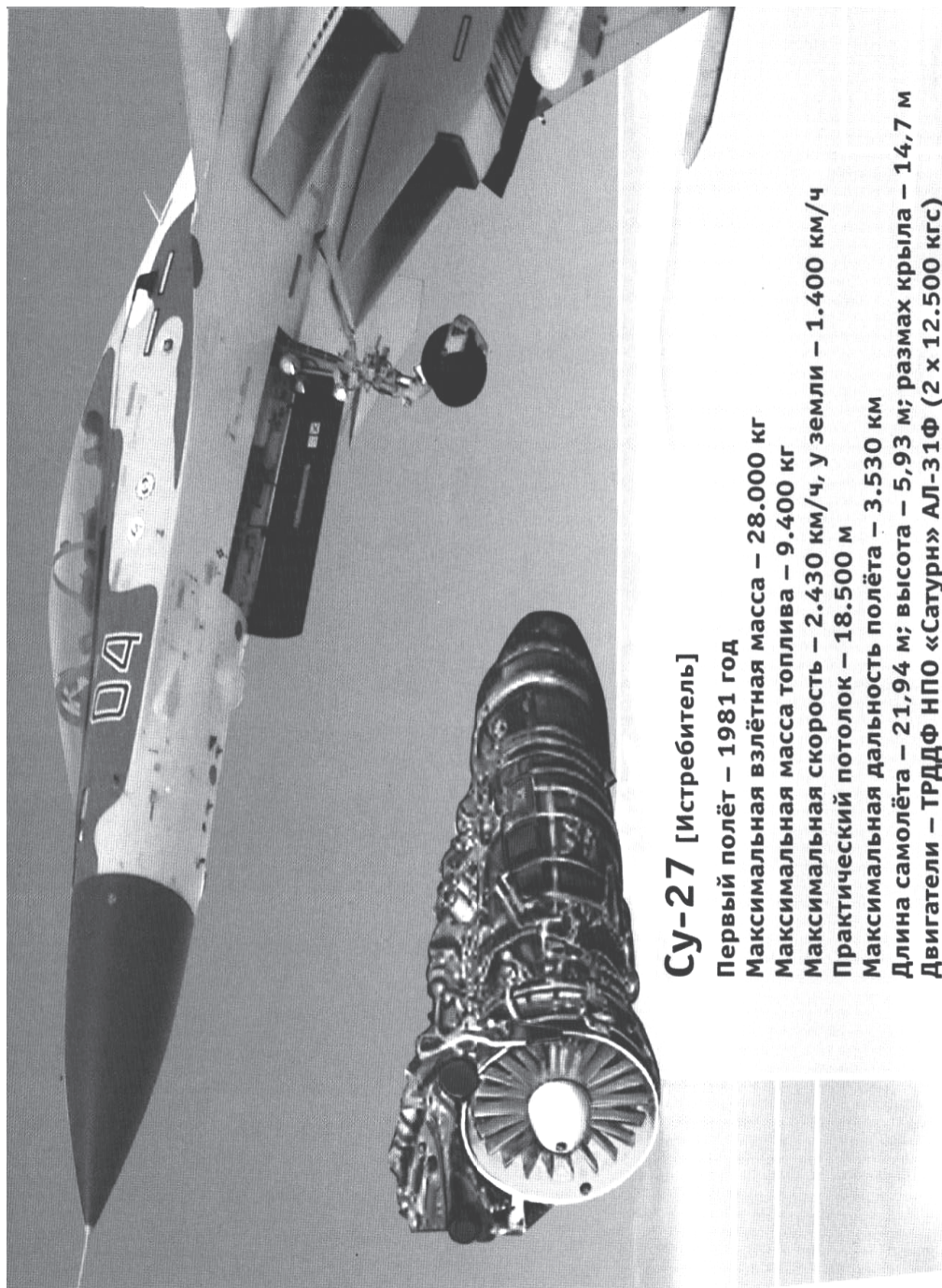
В настоящем учебном пособии приведены основные сведения о типах авиационных силовых установок на самолетах и вертолетах, принципы организации работы авиационных двигателей, рассмотрены основные агрегаты двигателя и принцип организации их работы, даны основные сведения о топливных и масляных системах двигателей, их агрегатах.

Кроме того, дан анализ особенностей термодинамических циклов для различных двигателей, рассмотрены высотно-скоростные и дроссельные характеристики, а также некоторые эксплуатационные особенности авиационных двигателей, связанные с их рабочим процессом. Приведена информация о системах запуска двигателя.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Максимов, Н. А. Двигатели самолетов и вертолетов / Н. А. Максимов, В. А. Секистов. – М. : Воениздат, 1977. – 343 с.
2. Практическая аэродинамика маневренных самолетов / под ред. Н. М. Лысенко. – М. : Воениздат, 1977. – 439 с.
3. Теория воздушно-реактивных двигателей / под ред. С. М. Шляхтенко. – М. : Машиностроение, 1975. – 568 с.
4. Пономарев, Б. А. Настоящее и будущее авиационных двигателей / Б. А. Пономарев. – М. : Воениздат, 1982. – 240 с.
5. Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей / Г. С. Скубачевский. – 4-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1974. – 520 с.
6. Пономарев, Б. А. Двухконтурные турбореактивные двигатели / Б. А. Пономарев. – М. : Воениздат, 1973. – 133 с.
7. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. В 2 ч. Ч. 2 / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М. : Машиностроение, 1978. – 336 с.
8. Справочник авиационного инженера / под ред. В. Г. Александрова. – М. : Транспорт, 1973. – 400 с.
9. Справочник авиационного техника / сост. П. С. Шевелько, А. Е. Акиндреев, В. Г. Брага [и др.]. – М. : Воениздат, 1974. – 592 с.
10. Гусева, Р. И. Силовые установки и авиационные двигатели : учеб. пособие / Р. И. Гусева. – Комсомольск-на-Амуре : ГОУВПО «КНАГТУ», 2003. – 84 с.

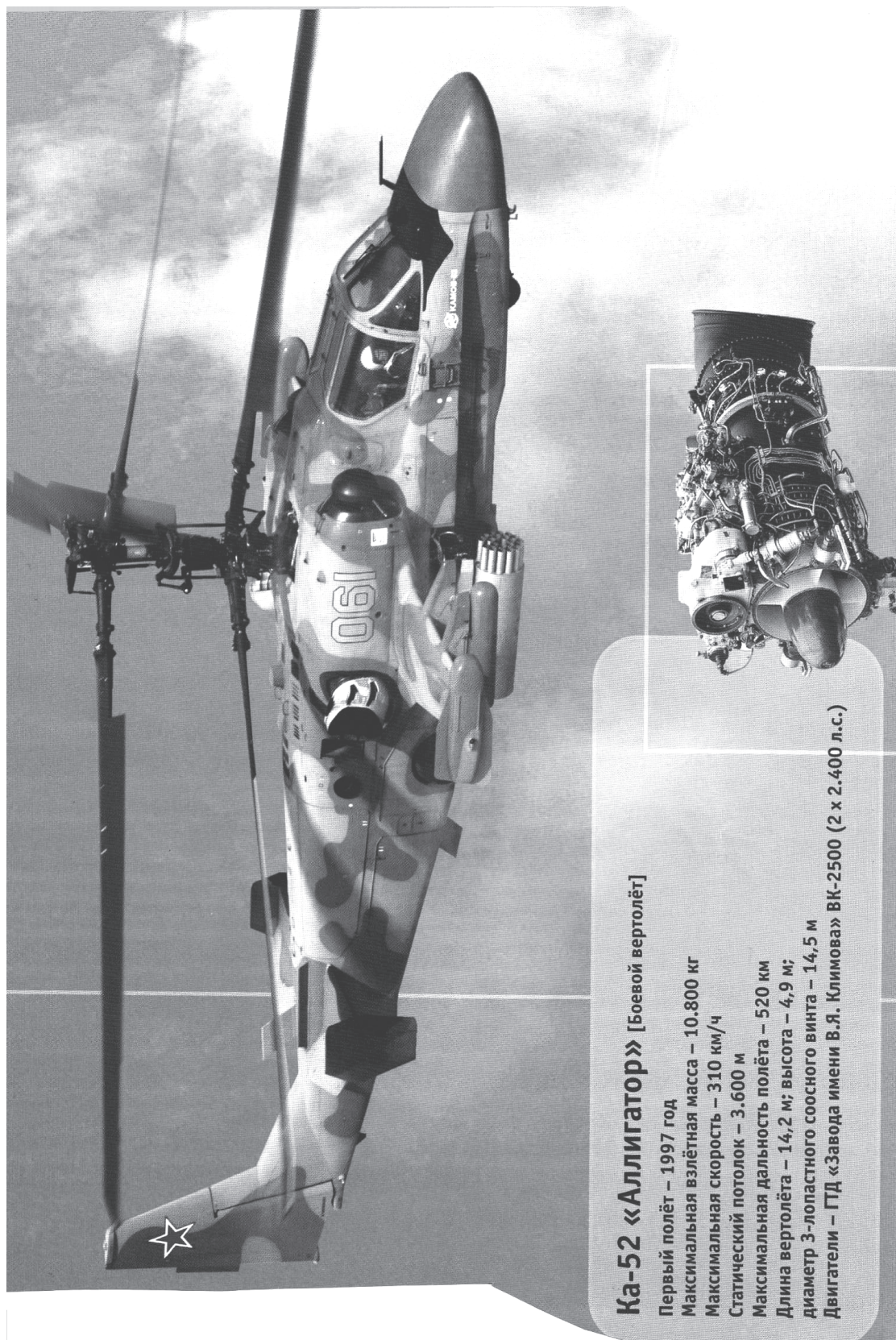
ТИПЫ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



Су-27 [Истребитель]

- Первый полёт – 1981 год
- Максимальная взлётная масса – 28.000 кг
- Максимальная масса топлива – 9.400 кг
- Максимальная скорость – 2.430 км/ч, у земли – 1.400 км/ч
- Практический потолок – 18.500 м
- Максимальная дальность полёта – 3.530 км
- Длина самолёта – 21,94 м; высота – 5,93 м; размах крыла – 14,7 м
- Двигатели – ТРДДФ НПО «Сатурн» АЛ-31Ф (2 x 12.500 кгс)

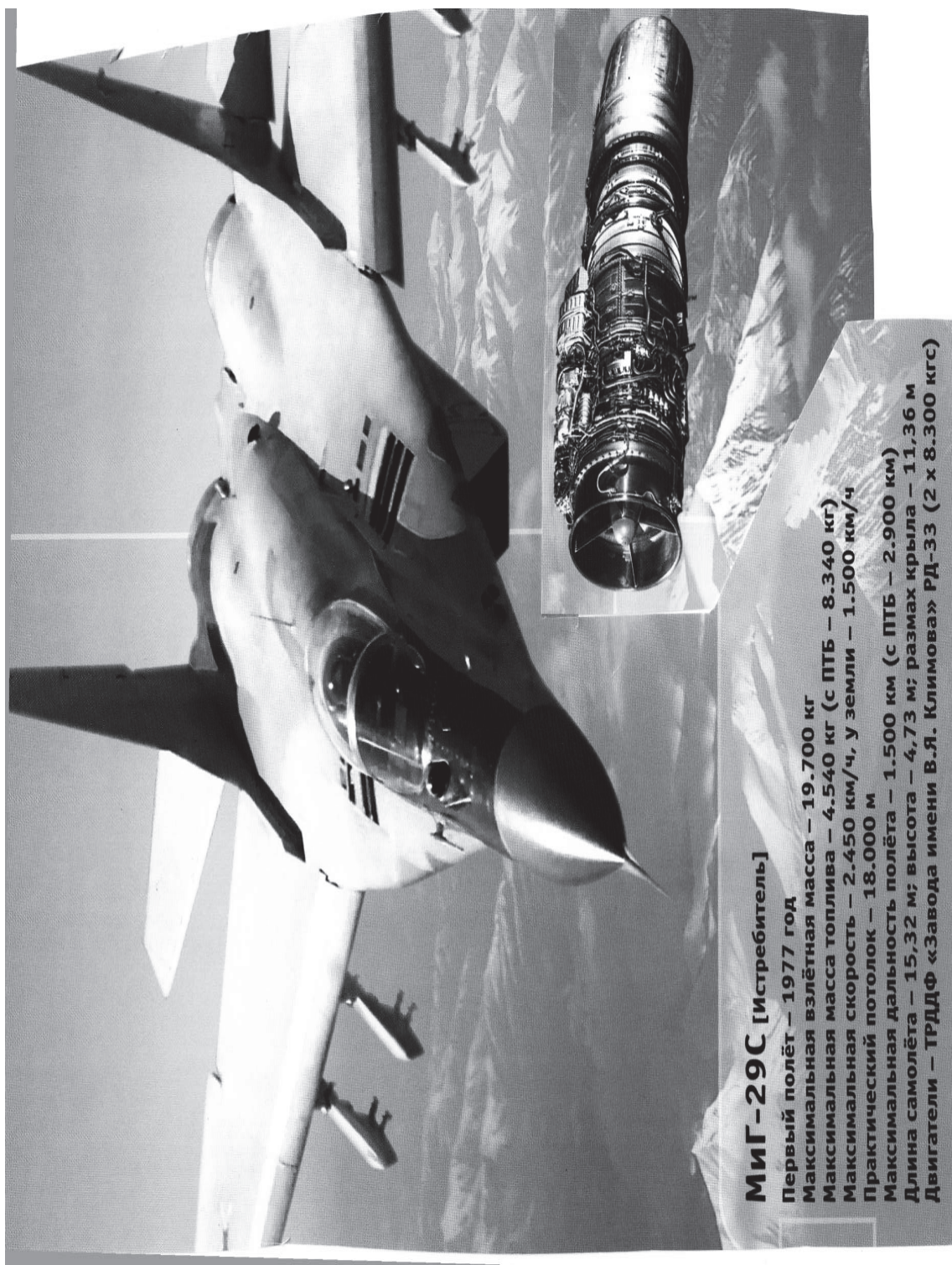
Рис. П1. Двигатель для самолета Су-27



Ка-52 «Аллигатор» [Боевой вертолёт]

Первый полёт – 1997 год
Максимальная взлётная масса – 10.800 кг
Максимальная скорость – 310 км/ч
Статический потолок – 3.600 м
Максимальная дальность полёта – 520 км
Длина вертолёта – 14,2 м; высота – 4,9 м;
диаметр 3-лопастного соосного винта – 14,5 м
Двигатели – ГТД «Завода имени В.Я. Климова» ВК-2500 (2 x 2.400 л.с.)

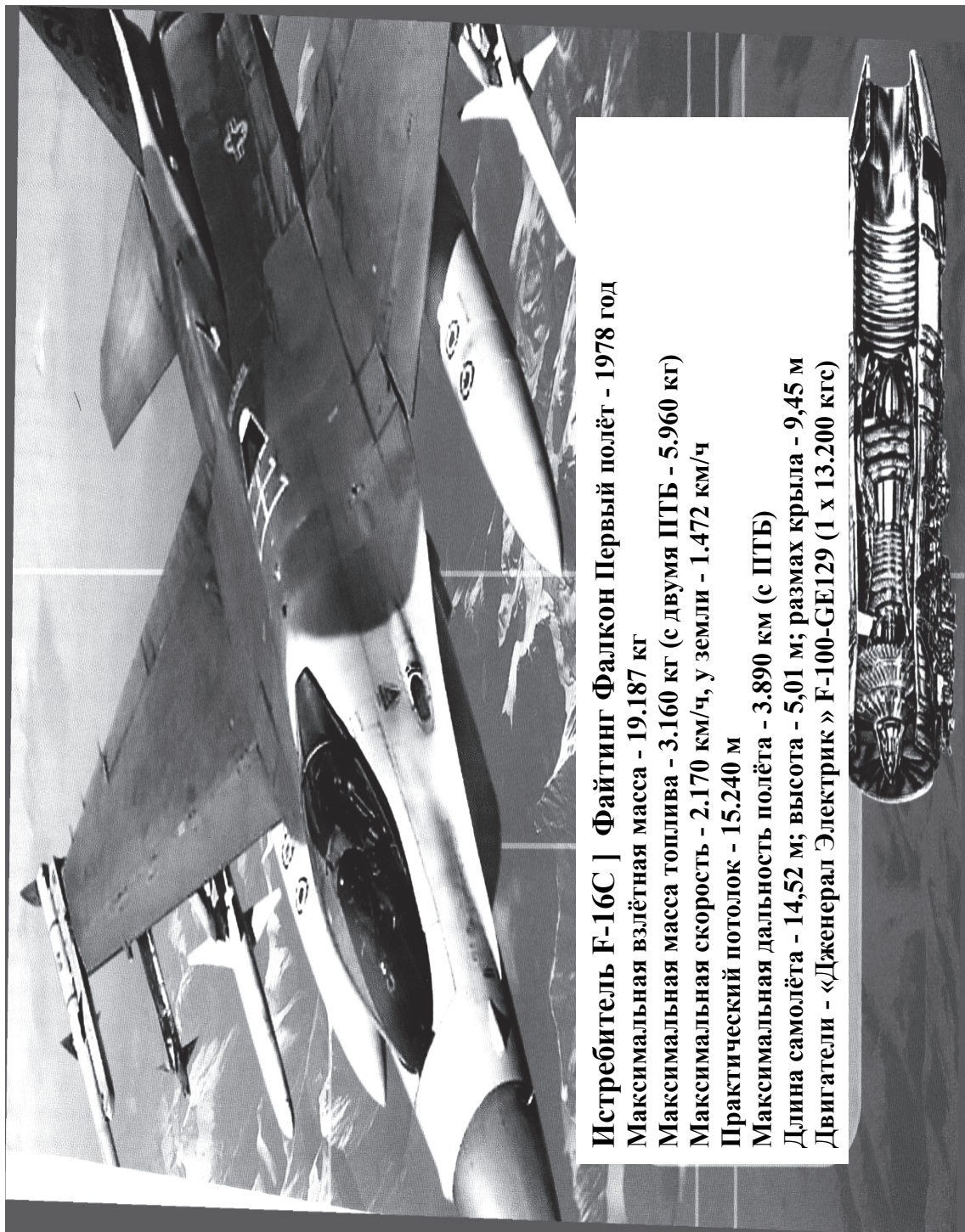
Рис. П2. Двигатель для вертолета Ка-52 «Аллигатор»



МиГ-29С [Истребитель]

Первый полёт – 1977 год
Максимальная взлётная масса – 19.700 кг
Максимальная масса топлива – 4.540 кг (с ПТБ – 8.340 кг)
Максимальная скорость – 2.450 км/ч, у земли – 1.500 км/ч
Практический потолок – 18.000 м
Максимальная дальность полёта – 1.500 км (с ПТБ – 2.900 км)
Длина самолёта – 15,32 м; высота – 4,73 м; размах крыла – 11,36 м
Двигатели – ТРДДФ «Завода имени В.Я. Климова» РД-33 (2 x 8.300 кгс)

Рис. ПЗ. Двигатель для самолета МиГ-29



Истребитель F-16C | Файтинг Фалкон Первый полёт - 1978 год

Максимальная взлётная масса - 19.187 кг

Максимальная масса топлива - 3.160 кг (с двумя ПТБ - 5.960 кг)

Максимальная скорость - 2.170 км/ч, у земли - 1.472 км/ч

Практический потолок - 15.240 м

Максимальная дальность полёта - 3.890 км (с ПТБ)

Длина самолёта - 14,52 м; высота - 5,01 м; размах крыла - 9,45 м

Двигатели - «Дженерал Электрик» F-100-GE129 (1 x 13.200 ктс)

Рис. П.4. Двигатель для самолета F-16C «Файтинг Фалкон»

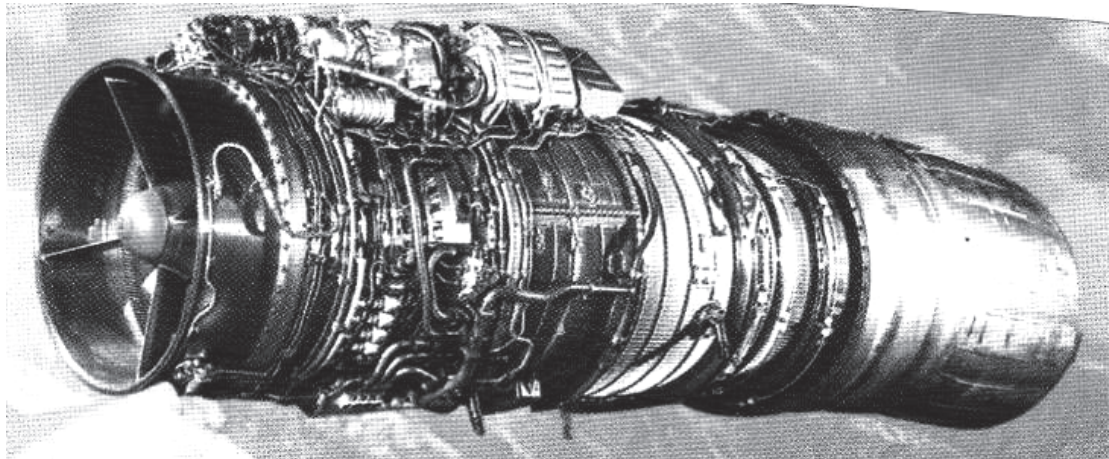


Рис. П5. Внешний вид типового турбореактивного двигателя

Описание. Силовая установка самолёта Су-27СМ состоит из двух двухконтурных турбореактивных двигателей с форсажными камерами сгорания АЛ-31Ф, воздухозаборников с регулируемыми панелями, створками подпитки, воздушными каналами и системой управления АРВ-40, системы охлаждения двигателей, системы дренажа и суфлирования двигателей, выносных коробок агрегатов с газотурбинными двигателями – энергоузлами ГТДЭ-117-1, топливной системы, системы защиты двигателей от попадания посторонних предметов, системы пожаротушения и системы контроля двигателей.

Двигатель АЛ-31Ф имеет модульную конструкцию и состоит из 4-ступенчатого компрессора низкого давления с регулируемым входным направляющим аппаратом, промежуточного корпуса с центральной коробкой приводов, 9-ступенчатого компрессора высокого давления с изменяемым углом установки лопаток направляющих аппаратов первых трех ступеней, наружного контура, кольцевой камеры сгорания, воздухо-воздушного теплообменника в системе охлаждения турбины, одноступенчатой охлаждаемой турбины высокого давления, одноступенчатой охлаждаемой турбины низкого давления, форсажной камеры, сверхзвукового реактивного сопла, редуктора и агрегатов на верхней части двигателя.

Двигатель развивает стендовую тягу 12500 кгс на режиме "полный форсаж" и 7770 кгс – на режиме "максимал". Удельный расход топлива на максимальном режиме работы 0,75 кг/(кг/ч), на форсаже – 1,92 г/(кг/ч), минимальный крейсерский удельный расход топлива составляет 0,67 кг/(кг/ч). Высоконапорный двухкаскадный компрессор обеспечивает степень сжатия поступающего воздуха 23,8 при его расходе 112 кг/с и степени двухконтурности около 0,57.

Температура газов перед турбиной достигает 1665 К. Сухая масса двигателя 1520 кг; габаритная длина – 4950 мм, максимальный диаметр – 1180 мм, диаметр входа – 905 мм.

Учебное издание

Гусева Роза Ивановна

**ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ, ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТЫ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Учебное пособие

Научный редактор – кандидат технических наук, доцент С.В. Белых

Редактор Е. О. Колесникова

Подписано в печать 30.10.2015.

Формат 60 × 84 1/16. Бумага 80 г/м². Ризограф EZ 570е.

Усл. печ. л. 6,04. Уч.-изд. л. 5,60. Тираж 70 экз. Заказ 27423.

Редакционно-издательский отдел
Федерального государственного бюджетного образовательного
учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
681013, г. Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.

Полиграфическая лаборатория
Федерального государственного бюджетного образовательного
учреждения высшего профессионального образования
«Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
681013, г. Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.