

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ
ОБ АВИАЦИОННЫХ ГТД.
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ
О ДВИГАТЕЛЕ ТВ2-117В

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)» в качестве электронного учебного пособия для студентов, обучающихся по программе высшего профессионального образования по направлению подготовки бакалавров 162300 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей

САМАРА
Издательство СГАУ
2014

УДК 6(075)
ББК 39.55я7
О 288

Авторы: *Д.Ю. Киселев, Ю.В. Киселев, В.И. Акифьев,*
А.А. Гульбис, С. Н. Тиц

Рецензенты: канд. техн. наук, доц. А. В. Суслин;
зам. начальника ПМТУ ВТ ФАВТ А. М. Нетребва

О288 Общие сведения об авиационных ГТД. Общие сведения о двигателе ТВ2-117 [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / *Д. Ю. Киселев, В. И. Акифьев, А. А. Гульбис* [и др.]. – Электрон. текстовые и граф. данные (0,94 Мб). – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

ISBN 978-5-7883-0854-8

Изложена история вертолетостроения и создания двигателей для вертолетов. Показаны области применения различных типов ГТД. В соответствии с классификацией приведены общие сведения о различных типах ГТД и даны примеры двигателей различных типов. Представлены требования к двигателям силовых установок вертолетов. Описаны основные узлы (входное устройство, компрессор, турбина компрессора, свободная турбина, выходное устройство) и системы (система приводов, маслосистема, топливная система, система регулирования и управления, противообледенительная система, система запуска) турбовального двигателя. Охарактеризовано их назначение. Изложен принцип работы турбовального двигателя и приведены характеристики рабочего процесса. Изложены общие сведения о конструкции гидравлической и топливной системы вертолета, приведены основные технические данные.

Предназначено для подготовки к занятиям и самостоятельного ознакомления с классификацией авиационных газотурбинных двигателей, а так же с основными данными и характеристиками двигателя ТВ2-117 студентами 2 курса факультета инженеров воздушного транспорта специальности 162300.62 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» по дисциплине «Конструкция и техническое обслуживание вертолетов».

УДК 6(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-0854-8

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ТВАД	4
1.1. Введение	4
1.2. Общие сведения об авиационных ГТД, их классификация и область применения	6
1.2.1. Турбореактивный двигатель (ТРД)	7
1.2.2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ)	8
1.2.3. Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД)	8
1.2.4. Турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ)	10
1.2.5. Турбовинтовой двигатель (ТВД)	10
1.2.6. Турбовентиляторный двигатель (ТВВД)	11
1.2.7. Турбовальный двигатель (ТВаД)	12
2. РАБОТА ТВАД	13
2.1. Основные требования, предъявляемые к ТВаД силовых установок вертолетов	13
2.2. Основные узлы ТВаД	14
2.2.1. Входное устройство	14
2.2.2. Компрессор	14
2.2.3. Камера сгорания	14
2.2.4. Турбина компрессора	14
2.2.5. Свободная турбина	15
2.2.6. Выходное устройство	15
2.3. Основные системы ТВаД	15
2.3.1. Система приводов	15
2.3.2. Маслосистема	15
2.3.3. Топливная система	15
2.3.4. Система регулирования и управления	16
2.3.5. Противообледенительная система	16
2.3.6. Система запуска	16
2.4. Принцип работы ТВаД	17
2.5. Рабочий процесс ТВаД	19
3. ОБЩИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ ТВ2-117	20
3.1. Общие сведения	20
3.2. Характеристики двигателя	25
3.2.1. Дроссельные характеристики	25
3.2.2. Высотные характеристики	26
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	37

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ТВАД

1.1. Введение

Потребности дальнейшего развития промышленного производства в Российской Федерации, необходимость освоения природных богатств требуют активного развития и применения вертолетной авиации.

Вертолет на сегодня единственный летательный аппарат, не требующий аэродромов. Вертолеты транспортируют грузы и пассажиров в труднодоступные районы; с вертолетов вносят минеральные удобрения, ведется борьба с вредителями сельскохозяйственных культур; на вертолетах доставляют вахты на буровые и нефтедобывающие установки, вертолеты используются для геологической разведки, аэрофотосъемки, патрулирования и борьбы с лесными пожарами, а также для выполнения сложных монтажных работ.

Первыми советскими вертолетами, широко применявшимися в народном хозяйстве, были Ми-1 и Ми-4, их серийное производство началось, соответственно, в 1950 и 1952 годы. На этих вертолетах были установлены поршневые двигатели. На рубеже 60-х годов в гражданской авиации стали эксплуатироваться вертолеты Ми-6, Ми-2, Ми-8. Летно-технические характеристики этих аппаратов по сравнению с Ми-1 и Ми-4 были намного лучше: скорость возросла почти в 2 раза, полезная загрузка – более чем в 4 раза, производительность, выраженная произведением полезной нагрузки на скорость, увеличилась в 8 раз. Это стало возможным благодаря совершенствованию конструкции и улучшению эксплуатационных качеств вертолета, а главным образом, благодаря замене поршневого двигателя на газотурбинный (ГТД). В настоящее время газотурбинные двигатели устанавливаются на большинстве отечественных и зарубежных вертолетов.

Газотурбинным двигателем называется двигатель, основными узлами которого являются: воздушный компрессор, камера сгорания и газовая турбина. На вертолетах применяются ГТД с двумя турбинами: турбиной компрессора и свободной турбиной. Турбина компрессора приводит во вращение компрессор, свободная турбина вырабатывает мощность, необходимую для вращения несущего и рулевого винтов.

Огромный вклад в создание и развитие современной теории авиационных газотурбинных двигателей внес академик Б.С. Стечкин (1891–1968). В 1929 г. им была опубликована основополагающая работа «Теория воздушного реактивного двигателя», а последующие его работы явились развитием теории рабочего процесса и характеристик ГТД. Под руководством Б.С. Стечкина специалистами ВВИА имени профессора

Н.Е. Жуковского была создана научно-методическая школа и написаны общепризнанные фундаментальные учебники по теории авиационных газотурбинных двигателей.

Значительные заслуги в развитии теории газотурбинных двигателей принадлежат профессорам В.В. Уварову, И.И. Кулагину, Н.В. Иноземцеву, Т.М. Мелькумову, К.В. Холщевникову, С.М. Шляхтенко, А.В. Болгарскому, П.К. Казанджану, Ю.Н. Нечаеву, Р.М. Федорову и другим советским ученым.

К началу 30-х годов 20-го столетия учеными и изобретателями было предложено множество схем газотурбинных двигателей, была разработана теория их работы. Это стимулировало проведение исследований по практическому созданию авиационных газотурбинных двигателей.

Широкое применение ГТД в авиации стало возможным лишь с конца 40-х годов 20-го столетия (после окончания второй мировой войны), чему способствовали достижения теории и конструкции двигателей, а также достаточно высокий уровень авиационной металлургии и технологии. Первые ГТД устанавливались на самолеты. Это позволило значительно увеличить скорость полета, дальность, полезную нагрузку.

Для всего последующего этапа развития авиационных ГТД характерной особенностью является улучшение их тяговых (мощностных) характеристик и экономичности. Это достигалось за счет комплексного совершенствования газодинамической схемы двигателей и параметров рабочего процесса, выразившегося в повышении уровней давления и температуры рабочего тела в двигателях.

Следует отметить, что постоянное улучшение основных характеристик авиационных двигателей привело к значительной интенсификации всех процессов, протекающих в них и к значительному усложнению конструкции. В свою очередь усложнение конструкции, широкое применение дорогостоящих конструкционных материалов (жаростойких и титановых сплавов), а также установка на двигатель большого числа систем, обеспечивающих его устойчивую работу и управление, привели к значительному увеличению стоимости двигателей. Все это выдвинуло в число первостепенных задач обеспечение надежности двигателей, существенно повысило требования к качеству технического обслуживания и эксплуатации авиационных двигателей.

Большой вклад в развитие авиадвигателестроения и создание высокоэффективных авиационных двигателей внесли коллективы отечественных конструкторских бюро, руководимые в разное время выдающимися учеными и конструкторами А.М. Люлька, В.Я. Климовым, А.А. Микулиным, В.А. Добрыниным, С.К. Туманским, Н.Д. Кузнецовым, А.Г. Ивченко и другими.

Особенно необходимо отметить следующих конструкторов, внесших большой вклад в создание вертолетных ГТД:

– Соловьев П.А. Под его руководством в 1959 г. был разработан двигатель Д-25В (вертолет Ми-6);

– Изотов С.П. Под его руководством были разработаны двигатели: ГТД-350 в 1964 г. (вертолет Ми-2); ТВ2-117 в 1965 г. (вертолет Ми-8Т); ТВ3-117 в 1972 г. (вертолет Ми-8МТВ).

– Лотарев В.А. Под его руководством в 1982 г. был разработан самый мощный в мире вертолетный двигатель Д-136 (вертолет Ми-26).

1.2. Общие сведения об авиационных ГТД, их классификация и область применения

Как было сказано выше, газотурбинным двигателем называется двигатель, основными узлами которого являются: воздушный компрессор, камера сгорания и газовая турбина. ГТД является тепловой машиной, в которой химическая энергия топлива преобразуется или в кинетическую энергию газа, вытекающего из нее, в результате чего получается сила реакции (сила тяги), или в механическую работу на валу, которая используется для вращения воздушного винта самолета или винтов вертолета. ГТД, использующие первый принцип получения силы тяги, называются двигателями прямой реакции, а ГТД, использующие второй принцип, – двигателями непрямой реакции.

В настоящее время на летательных аппаратах применяются следующие типы газотурбинных двигателей:

- турбореактивный двигатель (ТРД);
- турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ);
- турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД);
- турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФД);

- турбовинтовой двигатель (ТВД);
- турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД);
- турбовальный двигатель (ТВаД).

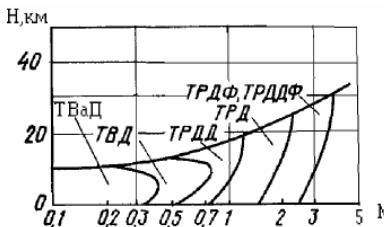


Рис. 1.1 – Области применения газотурбинных двигателей по скорости и высоте полета.

ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДФД являются двигателями прямой реакции, ТВД, ТВВД, ТВаД – двигателями непрямой реакции.

На рис. 1.1 показаны области применения различных типов ГТД по скорости и высоте полета.

Летно-технические характеристики конкретных летательных аппаратов могут отличаться от приведенных на рис. 1.1. Это может объясняться особенностями аэродинамической компоновки ЛА, характеристиками материалов, из которых изготовлен планер, назначением ЛА, КПД воздушных винтов и др.

1.2.1. Турбореактивный двигатель (ТРД)

Основными узлами ТРД (рис. 1.2) являются: входное устройство (воздухозаборник), компрессор, камера сгорания, газовая турбина и выходное устройство (реактивное сопло).

При работе двигателя воздух забирается из атмосферы и поступает со скоростью V во входное устройство и затем в компрессор двигателя. Ротор компрессора приводится во вращение от газовой турбины. Давление воздуха в компрессоре повышается в 4–15 и более раз. Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания, где осуществляется горение топлива, в результате температура газа значительно возрастает. В настоящее время уровень температуры газов на входе в турбину ТРД достигает 1600 К.

В турбине часть потенциальной энергии газов (внутренней энергии и энергии давления) преобразуется в механическую работу, которая используется для привода компрессора, вспомогательных агрегатов и преодоления трения в подшипниках.

Давление газов в турбине понижается, понижается также и температура газов. Но величина давления и температуры газов на входе в реактивное сопло выше атмосферного. Поэтому газ в сопле движется с ускорением и скорость его истечения C_c значительно больше, чем скорость полета V . В результате такого изменения в двигателе количества движущего рабочего тела и возникает сила тяги.

Турбореактивные двигатели были первыми ГТД, которые устанавливались на летательные аппараты. Это объясняется их относительной конструктивной простотой по сравнению с ГДД других типов, а значит, легкостью изготовления в серийном производстве. К двигателям такого типа относятся:

- РД-3М-500 (1952 г.) устанавливался на самолете Ту-104 (СССР);
- «Эвон Мк.531» (1955 г.) устанавливался на самолете «Каравелла» (Франция);

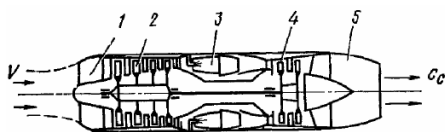


Рис. 1.2 – Схема ТРД: 1 – входное устройство (воздухозаборник); 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – газовая турбина; 5 – выходное устройство (реактивное сопло)

– «Pratt & Whitney JT3D» (1958 г.) устанавливался на самолете Boeing-707 (США).

Как видим, все вышеперечисленные самолеты поступили в эксплуатацию в 50-е годы прошлого столетия. В настоящее время ТРД не находят широкого применения на самолетах гражданской авиации.

Их главные недостатки – небольшая величина силы тяги и низкая экономичность (большой расход топлива).

1.2.2. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ)

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания (ТРДФ) отличается от ТРД наличием дополнительной форсажной камеры сгорания (ФКС) между турбиной и соплом двигателя (рис. 1.3).

При необходимости увеличить тягу двигателя в ФКС через форсунки подается дополнительное количество топлива. При сгорании топлива в ФКС происходит дополнительное увеличение температуры газа, его объема и, следовательно, возрастает скорость истечения газа из сопла (C_e) и тяга двигателя.

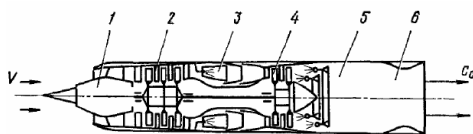


Рис. 1.3 – Схема ТРДФ: 1 – входное устройство (воздухозаборник); 2 – компрессор; 3 – основная камера сгорания; 4 – газовая турбина; 5 – форсажная камера сгорания; 6 – выходное устройство (реактивное сопло)

Турбореактивный двигатель с форсажной камерой сгорания «Олимп-593» устанавливался на сверхзвуковом пассажирском самолете «Конкорд» (1969 г.) (Великобритания-Франция). Топливо в ФКС двигателя «Олимп 593» подавалось только при взлете и разгоне самолета до сверхзвуковых скоростей.

На крейсерском режиме полета двигатель работал как ТРД.

Широкого применения ТРДФ на самолетах гражданской авиации не получил. Его главный недостаток – низкая экономичность.

1.2.3. Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД)

Турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) в отличие от ТРД имеет два контура (две кольцевые проточные части): внешний и внутренний (рис. 1.4).

Одна часть воздушного потока, проходящего через воздухозаборник, попадает во внутренний контур и, как в ТРД, проходит через компрессор внутреннего контура, камеру сгорания, турбину и сопло внутреннего контура. Другая часть потока после сжатия в вентиляторе наружного контура направляется в сопло наружного контура, минуя камеру сгорания и турбину.

Прокачка воздуха и сжатие его в наружном контуре производятся за счет затраты некоторой части мощности турбины внутреннего контура. Таким образом, наружный контур служит лишь для разгона поступающего в него воздушного потока, который не участвует в термодинамическом цикле внутреннего контура двигателя.

В настоящее время предложено и построено много конструкций ТРДД, отличающихся схемой компрессора и организацией выхода газов из двигателя.

Если сравнить ТРД и ТРДД, у которых внутренние контуры по параметрам рабочего процесса идентичны, то скорость истечения газов из внутреннего контура ТРДД будет меньше, чем у ТРД, вследствие отбора турбиной у внутреннего потока в ТРДД большего количества энергии. Однако в ТРДД, за счет передачи этого избыточного количества энергии в наружный контур, через последний прокачивается большое количество воздуха и в результате тяга ТРДД получается больше, а экономичность лучше, чем у ТРД.

ТРДД нашли широкое применение в гражданской авиации. Большинство современных самолетов оснащены двигателями этого типа.

Например:

- двигатель Д-36 устанавливается на самолетах Як-42, Ан-74;
- двигатель Д-18 – на самолетах Ан-124, Ан-225;
- двигатель ПС-90 – на самолетах Ту-204, Ил-96-300, Ил-76МФ;
- двигатель НК-8 – на самолетах Ил-62, Ту-154.

Применяются также многие другие двигатели и их модификации. Всего на самолетах гражданской авиации России применяются более 12 разновидностей ТРДД. Широко применяются ТРДД и на самолетах иностранных авиакомпаний.

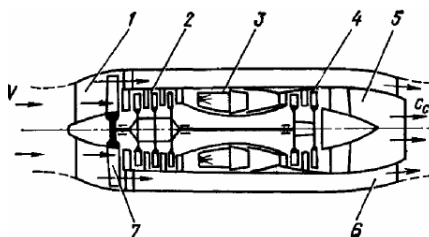


Рис. 1.4 – Схема ТРДД:

- 1 – входное устройство (воздухозаборник);
- 2 – компрессор; 3 – камера сгорания;
- 4 – газовая турбина; 5 – сопло внутреннего контура;
- 6 – сопло наружного контура;
- 7 – вентилятор

1.2.4. Турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ)

Турбореактивные двухконтурные двигатели с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ) отличается от ТРДД наличием дополнительной форсажной камеры сгорания (ФКС) между турбиной и соплом двигателя (рис. 1.5). Применяются на сверхзвуковых летательных аппаратах, обеспечивая кратковременное

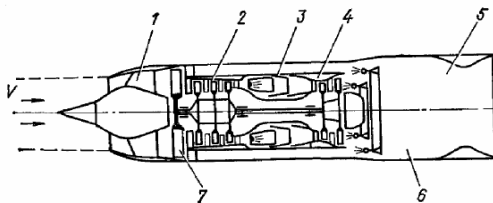


Рис. 1.5 – Схема ТРДДФ:

- 1 – входное устройство (воздухозаборник);
- 2 – компрессор; 3 – основная камера сгорания;
- 4 – газовая турбина; 5 – форсажная камера сгорания; 6 – выходное устройство (реактивное сопло); 7 – вентилятор

точная тяга на сверхзвуковых скоростях полета при выключенной ФКС.

Как исключение, ТРДДФ НК-144 устанавливался на советском сверхзвуковом пассажирском самолете Ту-144 (1968 г.). Причем, топливо в ФКС подавалось в течение всего крейсерского режима полета. Это приводило к большому расходу топлива и, как следствие, к снижению дальности полета.

1.2.5. Турбовинтовой двигатель (ТВД)

Турбовинтовой двигатель (ТВД) (рис. 1.6) является двигателем не прямой реакции, т.е. сила тяги, в основном, создается воздушным винтом, который приводится во вращение от ротора двигателя.

В результате реализации рабочего процесса в ТВД получается работа, большая часть которой сообщается тянущему воздушному винту и лишь небольшая ее часть приходится на кинетическую энергию уходящих из двигателя газов. В результате этого большая часть силы тяги ТВД (85 – 90%) создается воздушным винтом, а остальная часть – потоком газов, истекающих из двигателя.

получение больших сверхзвуковых скоростей полета и меньший (по сравнению с ТРДФ) расход топлива при полетах с умеренными скоростями на нефорсированных режимах.

Широкого применения двигатель ТРДДФ на самолетах гражданской авиации не получил. Его главные недостатки – низкая экономичность при включенной ФКС и недостаточная тяга на сверхзвуковых скоростях полета при выключенной ФКС.

В отличие от ТРД в ТВД расширение газов почти полностью происходит в турбине (давление газов за турбиной ТВД меньше, чем в ТРД), а ее мощность расходуется на вращение компрессора, агрегатов и воздушного винта. Давление газов за турбиной близко к атмосферному, поэтому вместо реактивного сопла у ТВД устанавливается выхлопной патрубок, который служит в основном для отвода газов в атмосферу.

Для повышения КПД воздушного винта он должен вращаться с угловой скоростью значительно меньшей, чем ротор двигателя. Поэтому привод винта в ТВД осуществляется через редуктор.

Благодаря применению воздушного винта при одинаковом расходе воздуха через двигатели и топлива на режиме взлета тяга ТВД приблизительно в 3–5 раз выше тяги ТРД. Однако при прочих равных условиях ТВД вместе с воздушным винтом получается в 3–4 раза тяжелее ТРД и, кроме того, при больших дозвуковых скоростях полета тяга ТВД резко уменьшается, что вызвано снижением КПД воздушного винта. Несмотря на это, ТВД обеспечивают лучшие, чем ТРД, данные летательных аппаратов на средних дозвуковых скоростях.

ТВД получили широкое применение на самолетах гражданской авиации, они устанавливаются, преимущественно, на самолеты местных воздушных линий и на транспортные самолеты.

Например: двигатель Аи-24 устанавливается на самолете Ан-24; Нк-12 – на самолете Ан-22; Аи-20 – на самолете Ан-12.

Широко применяются ТВД и на самолетах иностранных авиакомпаний.

1.2.6. Турбовентиляторный двигатель (ТВВД)

Турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД) – разновидность турбовинтового двигателя, в котором вместо обычного воздушного винта применён винтовентилятор (рис. 1.7). На одном валу может быть несколько винтовентиляторов, расположенных друг за другом и вращающихся в одну сторону или в противоположные. Винтовентилятор имеет высокий

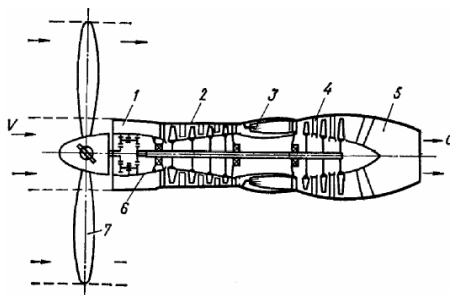


Рис. 1.6 – Схема самолётного ТВД:
1 – входное устройство; 2 – компрессор;
3 – камера сгорания; 4 – газовая турбина;
5 – выходное устройство; 6 – редуктор;
7 – воздушный винт

- «Г» сечение на выходе камеры сгорания двигателя, вход в турбину;
- «ТК» сечение на выходе из турбины компрессора (перед свободной турбиной);
- «Т» сечение на выходе из турбин двигателя, вход в выходное устройство;
- «С» сечение на выходе из двигателя.

Буквы, обозначающие сечения двигателя, используются в качестве индекса при обозначении величин, характеризующих параметры газа. Например, СС – скорость истечения газа на выходе из двигателя, РК – давление газа за компрессором двигателя и т.д.

2. РАБОТА ТВАД

2.1. Основные требования, предъявляемые к ТВаД силовых установок вертолетов

Силовая установка современного вертолета состоит из двух турбовальных двигателей (ТВаД) и главного вертолетного редуктора, который суммирует мощности двигателей и обеспечивает привод несущего и хвостового винтов. Двигатели имеют противоположные направления выходных устройств и незначительные конструктивные особенности, обеспечивающие при необходимости их взаимозаменяемость. Применение в силовой установке двух двигателей повышает безопасность полета, так как при выключении одного из них второй обеспечивает продолжение полета или выполнение безопасной посадки.

Дальность и высота полета, скорость, экономичность и другие характеристики вертолета в значительной мере зависят от технических характеристик двигателей, входящих в состав его силовой установки. К числу основных требований, предъявляемых к вертолетным газотурбинным двигателям, относятся:

- надежность и долговечность, в течение заданного ресурса;
- высокая экономичность, определяемая расходом топлива;
- надежный запуск и хорошая приемистость;
- допустимый уровень вибрации и шума;
- малый вес и малые поперечные и продольные размеры;
- простота и удобство эксплуатации и технического обслуживания;
- малая стоимость изготовления и ремонта.

Полное выполнение всех этих требований практически невозможно, поэтому при проектировании и изготовлении двигателя обеспечивается выполнение наиболее важных из них. Обычно для каждого типа вертолета проектируются и изготавливаются конкретные типы двигателей. Из ана-

лиза существующих схем привода несущего винта вертолета видно, что на современном этапе развития двигателестроения наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к силовому приводу, газотурбинный двигатель со свободной турбиной.

2.2. Основные узлы ТВаД

Вертолетным газотурбинным двигателем называется газотурбинный двигатель, силовая (свободная) турбина которого развивает мощность, используемую для привода несущего винта. Принципиальная схема газотурбинного двигателя со свободной турбиной приведена на рис. 1.8 (см. стр. 17). Основными узлами такого двигателя являются: входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина компрессора, силовая (свободная) турбина и выходное устройство. Основные системы: система приводов, маслосистема, топливная система, система регулирования и управления, противообледенительная система, система запуска.

2.2.1. Входное устройство. Входное устройство предназначено для подвода к двигателю необходимого количества воздуха из атмосферы с минимальными гидравлическими потерями. Конструктивно выполнено как сужающийся канал, являющийся составной частью капотов. При движении воздуха во входном устройстве, как в любом сужающемся канале, происходит увеличение скорости ($C \uparrow$), падение давления ($p \downarrow$), снижение температуры ($T \downarrow$). Изменение параметров газа по проточной части ТВаД ТВ2-117 приведено на рис. 1.8 (см. стр. 17).

2.2.2. Компрессор. Компрессор предназначен для повышения давления воздуха. Компрессор конструктивно выполнен как лопаточная машина с вращающимся ротором. В компрессоре происходит повышение энергии воздуха ($p \uparrow, T \uparrow$) за счет подводимой к его ротору механической энергии. Скорость потока в компрессоре несколько снижается. В компрессоре реализуется термодинамический процесс, приближенный к адиабатному. У вертолетных ТВаД обычно применяется осевой компрессор, т.е. воздух в компрессоре движется вдоль оси двигателя.

2.2.3. Камера сгорания. Камера сгорания предназначена для подвода к воздуху тепла, в результате в камере сгорания происходит значительный рост температуры ($T \uparrow \uparrow$). При этом профиль проточной части камеры сгорания выбран таким, чтобы по мере продвижения газа происходило некоторое увеличение его скорости ($C_k < C_r$) и снижение его давления ($p_k > p_r$). Термодинамический процесс в камере сгорания близок к изобарическому.

2.2.4. Турбина компрессора. Турбина компрессора предназначена для привода во вращение ротора компрессора. Конструктивно выполнена как лопаточная машина, ротор которой с помощью вала связан с ротором

компрессора и вращается заодно с ним. В турбине внутренняя энергия газа преобразуется в механическую т.е. $T \downarrow$, $p \downarrow$ и за счет этого вырабатывается механическая энергия, передаваемая через вал к ротору компрессора и расходуемая на его вращение. В турбине реализуется политропический процесс с показателем политропы $1,47 \div 1,5$. Часть двигателя, включающая в себя компрессор, камеру сгорания, турбину компрессора, называется турбокомпрессором или газогенератором.

2.2.5. Свободная турбина. Свободная турбина предназначена для выработки мощности, необходимой для передачи к главному редуктору вертолета. Процессы, происходящие в свободной турбине аналогичны тем, которые происходят в турбине компрессора.

2.2.6. Выходное устройство. Выходное устройство двигателя (не регулируемое) представляет собой расширяющийся патрубок, обеспечивающий отвод отработанных газов в сторону от двигателя. В выходном устройстве двигателя ТВ2-117 газ, выходящий из свободной турбины активно смешивается с охлаждающим воздухом. В результате давление, температура и скорость газа снижаются.

2.3. Основные системы ТВаД

2.3.1. Система приводов. Система приводов предназначена для передачи мощности от роторов двигателя к главному редуктору вертолета и агрегатам. К главному редуктору вертолета подводится вся мощность со свободных турбин обоих двигателей. К агрегатам систем двигателей мощность отбирается от ротора турбокомпрессора.

2.3.2. Маслосистема. Маслосистема двигателя для смазки и охлаждения трущихся деталей двигателя, удаления продуктов износа. Маслосистема на двигателе ТВ2-117 выполнена циркуляционной. Основными агрегатами системы являются нагнетающие и откачивающие маслонасосы, фильтры, клапаны и др. Рабочей жидкостью маслосистем является синтетическое масло Б-ЗВ.

2.3.3. Топливная система. Топливная система обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания в соответствии с установленным режимом работы двигателя и условиями окружающей среды. Условно всю топливную систему можно разделить на четыре системы:

– систему низкого давления, обеспечивающую хранение необходимо запас топлива на вертолете, очистку его от механических примесей и воды и подачу к насосу-регулятору, расположенному на двигателе. Обычно все элементы системы низкого давления расположены на вертолете;

– систему высокого давления, предназначенную для повышения давления топлива и подачи его в камеру сгорания. Агрегаты системы высокого давления обычно расположены на двигателе;

– пусковую топливную систему, обеспечивающую подачу пускового топлива при запуске двигателя;

– систему дренажа, обеспечивающую слив топлива из корпусов камеры сгорания и турбин двигателя после неудавшегося запуска, слив топлива из коллекторов рабочих форсунок после останова двигателя и капельный слив топлива и масла из уплотнений агрегатов, установленных на двигателе.

2.3.4. Система регулирования и управления. Система регулирования и управления включает в себя ряд агрегатов, обеспечивающих регулирование температуры газа перед турбиной и частоты вращения вала двигателя путем дозирования подачи топлива в камеру сгорания. Система регулирования управляет также и другими устройствами, обеспечивая устойчивую работу компрессора, исключая рост параметров рабочего процесса двигателя сверх допустимой величины.

Управление двигателями вертолета осуществляется при помощи ручки «шаг—газ», рукоятки коррекции газа и рычага раздельного управления. Перемещение ручки «шаг—газ» вызывает изменение угла установки несущего винта и перенастройку насоса-регулятора на другую подачу топлива. При этом частота вращения свободной турбины и несущего винта на основных рабочих режимах автоматически поддерживается постоянной. Рукояткой коррекции можно изменить режим работы двигателей, не изменяя угла установки лопастей несущего винта. Для опробования двигателей и в случае отказа одного из них предусмотрено их раздельное управление.

2.3.5. Противообледенительная система. Противообледенительная система обеспечивает обогрев конструкции передней части двигателя и воздухозаборника горячим воздухом, отбираемым из компрессора.

2.3.6. Система запуска. Система запуска обеспечивает автоматический запуск двигателя и включает стартер-генератор, пусковую панель, аккумуляторные батареи (турбогенераторную установку), аэродромную розетку, переключающие контакторы и блокировочные реле. Запуск двигателя может осуществляться как от аэродромных источников питания, так и от бортовых аккумуляторных батарей.

2.4. Принцип работы ТВаД

Вертолетный газотурбинный двигатель представляет собой тепловую машину, в которой химическая энергия топлива превращается в тепловую энергию и затем тепловая энергия турбинами превращается в механическую работу. 2/3 этой работы затрачивается на привод компрессора и 1/3 часть – на привод несущего и рулевого винтов. Превращение тепловой энергии в механическую при работе двигателя осуществляется в результате процессов сжатия и расширения рабочего тела—воздуха, а затем газа при движении его по проточной части.

Графики изменения основных параметров газа приведены на рис. 1.8.

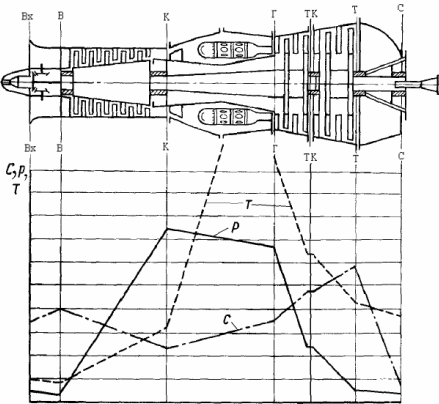


Рис. 1.8 – Схема проточной части двигателя ТВ2-117 и изменение параметров воздуха (газа): p – давление; c – скорость; T – температура

Первоначальная раскрутка ротора турбокомпрессора при запуске двигателя осуществляется электрическим стартер-генератором, работающим в стартерном режиме (электродвигателя), а воспламенение топливовоздушной смеси – электрическими запальными свечами. При вращении ротора воздух из атмосферы через воздухозаборник вертолета и воздушные каналы передней части двигателя всасывается компрессором. Скорость на входе в компрессор выбрана из условий уменьшения площади сечения входного устройства и диаметральных размеров компрессора

при расчетном расходе воздуха и составляет примерно 150-160 м/с. Секундный расход воздуха на расчетном режиме работы двигателя определяется при газодинамическом расчете из условий получения требуемой мощности.

В компрессоре происходит сжатие воздуха до давления p^*K , величина которого в несколько раз больше p^*B . Сжатие воздуха происходит при преобразованием механической энергии вращения ротора компрессора, приводимого турбиной, в энергию давления. Повышение давления воздуха в компрессоре сопровождается ростом температуры. Скорость воздуха на выходе из компрессора изменяется до значения СК, значительно меньшего СВ. Это определяется необходимостью получения устойчивого

процесса горения в камере сгорания и позволяет иметь сравнительно большую длину лопаток последней ступени осевого компрессора, что уменьшает перетекание воздуха по радиальным зазорам и повышает его коэффициент полезного действия.

Сжатый в компрессоре воздух поступает в камеру сгорания, где делится на две части. Часть воздуха (первичный поток) поступает в жаровые трубы и в этом потоке происходит сгорание топлива, подаваемого рабочими форсунками. Температура газа в зоне горения достигает 2500—2700 К. Другая часть воздуха (вторичный поток) проходит через отверстия и щели жаровых труб и, смешиваясь с горячими газами, снижает их температуру до допустимого значения (из условия жаростойкости турбинных лопаток). Давление в камере сгорания несколько снижается из-за гидравлических потерь и подогрева, а скорость увеличивается. Из камеры продукты сгорания поступают в турбину компрессора.

При проходе газа по сужающимся каналам соплового аппарата скорость его увеличивается, а давление и температура уменьшаются. Сопловым аппаратом газ направляется на рабочие лопатки, где происходит преобразование кинетической энергии газового потока в механическую работу. Вращение от турбины компрессора передается на ротор компрессора и агрегаты, установленные на двигателе.

Мощность, развиваемая турбиной компрессора на любом установившемся режиме, равна мощности, потребляемой компрессором и агрегатами двигателя. Мощность, развиваемая свободной турбиной, определяется величиной энергии газа, поступающего из турбины компрессора.

Увеличение частоты вращения ротора турбокомпрессора приводит к увеличению энергии газа поступающего в свободную турбину и соответственно к увеличению мощности, развиваемой этой турбиной. Вращение от свободной турбины передается на несущий и рулевой винты, а также на агрегаты, получающие привод от вертолетного редуктора. Частота вращения свободной турбины (несущего винта) на рабочих режимах поддерживается постоянной специальными регуляторами путем изменения подачи топлива в камеру сгорания. Так, при самопроизвольном увеличении частоты вращения несущего винта регулятор уменьшает подачу топлива в камеру сгорания. Это приводит к уменьшению температуры газа перед турбиной компрессора $T^*Г$, уменьшению частоты вращения турбокомпрессора и уменьшению мощности, развиваемой свободной турбиной. При этом частота вращения свободной турбины и несущего винта восстанавливается до заданной. При самопроизвольном уменьшении частоты вращения несущего винта система регулирования работает в обратном порядке. Изменение режима работы производится изменением шага винта и одновременной перенастройкой системы регулирования на подачу

топлива, соответствующую новому значению мощности двигателя. Рабочий газ, отдав свою энергию турбинам, выходит в выходное устройство двигателя. Выходное устройство обеспечивает перевод потока газа из кольцевого в сплошной и отвод его в атмосферу.

2.5. Рабочий процесс ТВаД

Рабочим процессом газотурбинного двигателя называется совокупность протекающих в его проточной части термодинамических процессов. В основе рабочего процесса ТВаД (рис. 1.9) лежит идеальный цикл с подводом и отводом тепла при постоянном давлении, адиабатическим сжатием и расширением рабочего тела. Рабочий процесс (реальный цикл) отличается от идеального цикла наличием гидравлических и других потерь работоспособности энергии газа в процессах сжатия, подвода тепла и расширения.

Рабочий, процесс ТВаД состоит из ряда последовательно протекающих термодинамических процессов:

- политропического процесса сжатия во входном устройстве и компрессоре (Н–К);

- процесса сгорания топлива в камере сгорания (подвода тепла) (К–Г);

- политропического процесса расширения газа в турбине компрессора (Г–ТК);

- политропического процесса расширения газа в свободной турбине (ТК–Т);

- политропического процесса расширения газа в выходном устройстве (Т–С);

- условного изобарического процесса с отводом тепла (С–Н), протекающего в окружающей атмосфере и означающего условный возврат рабочего тела на вход в двигатель.

Так как газ, выйдя из двигателя, приобретает параметры атмосферного воздуха, а во входное устройство поступает атмосферный воздух, то цикл ТВаД равноценен замкнутому циклу. В таких случаях, когда один из термодинамических процессов проходит за пределами двигателя, цикл называется условно замкнутым. Атмосферный воздух в этом случае, рассеивая отводимое тепло, играет как бы роль холодильника.

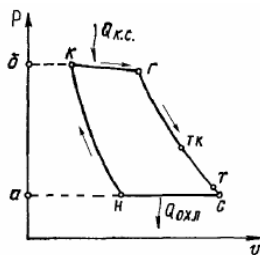


Рис. 1.9 –Рабочий процесс ТВаД: $Q_{к.с.}$ – тепло, подводимое к воздуху в камере сгорания; $Q_{охл}$ – тепло, отводимое в атмосферу

Как было сказано выше, при таком процессе газ, циклически изменяя свои параметры, производит работу. Причем, чем больше разница между работами расширения и сжатия газа, тем больше работа цикла, тем больше работы производится газом. Работа цикла эквивалентна площади внутри графика циклического изменения параметров газа в $p-v$ координатах. Учитывая, что работа цикла ТВаД расходуется, в основном, на привод во вращение несущего и рулевого винтов, можно сделать вывод: чем больше работа цикла ТВаД тем больше его мощность.

Для увеличения работы цикла и, следовательно, мощности двигателя необходимо увеличить разность между работами расширения и сжатия газа. Этого можно добиться, увеличивая давление газа за компрессором или увеличивая количество подводимого в газу тепла. Графики рабочих процессов для этих случаев показаны на рис. 1.10.

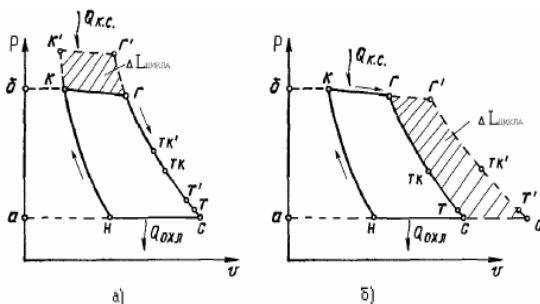


Рис. 1.10 – Изменение рабочего процесса ТВаД: при увеличении давления за компрессором (а) и увеличении количества подводимого к газу тепла (б)

Как видно из рис. 1.10, увеличение давления за компрессором и увеличение количества подводимого к газу тепла приводит к увеличению площади внутри графика, следовательно, к увеличению разности между работами расширения и сжатия газа, работы цикла и мощности двигателя. На рисунке площадь, эквивалентная приращению работы цикла ($\Delta L_{цикла}$) заштрихована.

3. ОБЩИЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ ТВ2-117

3.1. Общие сведения

Турбовальный двигатель со свободной турбиной (ТВаД) ТВ2-117А предназначен для установки на вертолет Ми-8. В силовую установку входят два взаимозаменяемых двигателя ТВ2-117А.

Начиная с 1984 года, двигатели выпускаются с графитовым уплотнением узла 2-й опоры ротора турбокомпрессора вместо контактно-кольцевого и имеют обозначение ТВ2-117АГ.

Управление двигателем производится объединенной системой «Шаг-газ», позволяющей поддерживать нужную частоту вращения несущего винта как автоматически, так и вручную.

Силовая установка вертолета Ми-8 состоит из двух двигателей ТВ2-117А и одного главного редуктора ВР-8А (рис. 1.11).

Особенностью двигателя ТВ2-117А является наличие в нем свободной турбины (турбины винта) для привода вала несущего винта вертолета, не связанной кинематически с турбокомпрессорной частью двигателя, что дает ряд конструктивных и эксплуатационных преимуществ:

- а) позволяет получать желаемую частоту вращения вала несущего винта вертолета независимо от частоты вращения ротора турбокомпрессора двигателя;
- б) облегчает раскрутку турбокомпрессора при запусках двигателя;
- в) позволяет получать оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя;
- г) исключает необходимость фрикционной муфты (муфты включения) в силовой установке вертолета.

Силовая установка вертолета имеет систему автоматического поддержания частоты вращения несущего винта с синхронизацией мощности обоих двигателей, выполняющую следующие функции:

- а) автоматическое поддержание оборотов несущего винта в заданных пределах путем изменения мощности двигателей в зависимости от потребляемой мощности несущего винта;
- б) поддержание одинаковой мощности каждого из двух параллельно работающих двигателей;
- в) автоматическое увеличение мощности одного из двигателей при неисправности другого.

На вертолете имеются рычаг «Шаг—Газ» для совместного управления обоими двигателями и шагом несущего винта, а также рычаги раздельного управления двигателями.

Двигатель ТВ2-117А (рис. 1.12–1.16) состоит из следующих основных узлов и систем.

Входное устройство: плавный канал для подвода воздуха из атмосферы, защищено от обледенения.

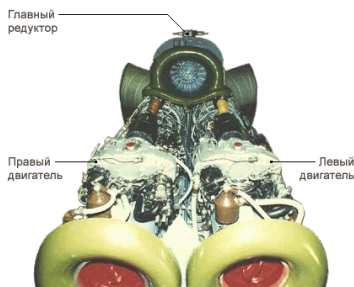


Рис. 1.11 – Главный редуктор и двигатели силовой установки вертолета

Компрессор: осевой десятиступенчатый компрессор.

Камера сгорания: кольцевая с 8 головками для форсунок и двумя воспламенителями.

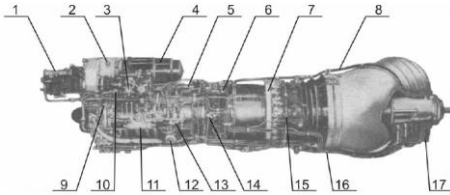


Рис. 1.12 – Двигатель ТВ2-117А
(вид слева):

1 – агрегат КА-40; 2 – штуцер суфлирования; 3 – агрегат НР-40ВА; 4 – стартер-генератор ГС-18МО; 5 – агрегат ИМ-40; 6 – пусковой воспламенитель; 7 – коллектор термопар; 8 – трубопровод суфлирования; 9 – кронштейн датчика давления топлива; 10 – штуцер подвода топлива в агрегат НР-40ВА; 11 – гидромеханизм; 12 – клапан перепуска воздуха; 13 – блок электромагнитных клапанов; 14 – патрубок суфлирования II опоры роторов двигателя; 15 – противопожарный коллектор; 16 – дренаж; 17 – агрегат РО-40ВА

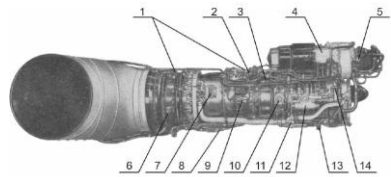


Рис. 1.13 – Двигатель ТВ2-117А
(вид справа):

1 – ушко для подвески двигателя; 2 – агрегат СО-40; 3 – фланец отбора воздуха для нужд вертолета; 4 – масляный фильтр; 5 – штуцер подвода масла из масляного бака; 6 – фланец суфлирования III опоры роторов двигателя; 7 – колодка термопар; 8 – блок дренажных клапанов; 9 – патрубок суфлирования II опоры роторов двигателя; 10 – клапан перепуска воздуха; 11 – противообледенительный клапан; 12 – гидромеханизм; 13 – штуцер выхода масла из двигателя; 14 – кронштейн датчика давления масла

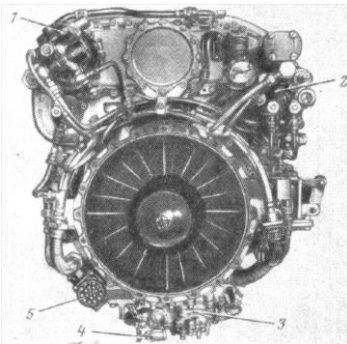


Рис. 1.14 – Двигатель ТВ2-117А
(вид спереди):

1 – агрегат ПН-40Р; 2 – агрегат КА-40; 3 – нижний масляный агрегат; 4 – кран слива масла; 5 – главный штепсельный разъем

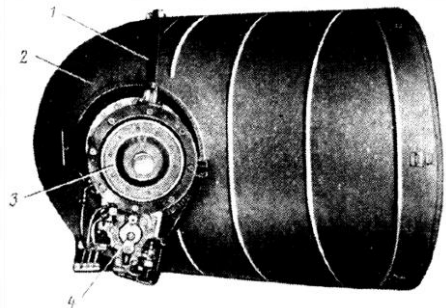


Рис. 1.15 – Двигатель ТВ2-117А
(вид на правый двигатель сзади):

1 – трубопровод суфлирования; 2 – выхлопной патрубок; 3 – главный привод двигателя; 4 – агрегат РО-40ВА

Турбина компрессора: двухступенчатая, осевая.

Компрессор, камера сгорания и турбина компрессора образуют турбокомпрессор.

Свободная турбина: двухступенчатая, осевая.

Выхлопное устройство: нерегулируемое, расширяющееся.

Главный привод: обеспечивает передачу крутящего момента от ротора свободной турбины на ведущий вал муфты свободного хода главного редуктора вертолета.

Центральный привод и коробка приводов: на коробке приводов размещены основные агрегаты двигателя, имеющие привод от ротора турбины компрессора.

Для надежной работы на всех режимах полета, на всех эксплуатационных высотах и скоростях, в любых погодных условиях газотурбинный двигатель ТВ2-117А (АГ) оснащен всеми необходимыми системами:

- топливная система;
- система смазки и суфлирования;
- система охлаждения;
- противообледенительная система;
- система ограничения температуры газа;
- система электропитания и запуска;
- система регулирования и управления.

Двигатель крепится на вертолете (рис. 1.17) на трех подвесках, расположенных на заднем корпусе компрессора (вблизи центра тяжести двигателя). При помощи двух пар стоек двигатель крепится к фюзеляжу вертолета, а корпус свободной турбины через корпус главного привода со сферическими опорами соединен с корпусом главного редуктора.

Установка сферических опор в месте соединения двигателя с редуктором обеспечивает нормальную работу силовой установки при некоторой несоосности валов двигателя и редуктора.

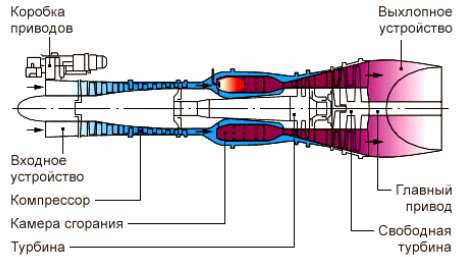


Рис. 1.16 – Схема продольного разреза двигателя

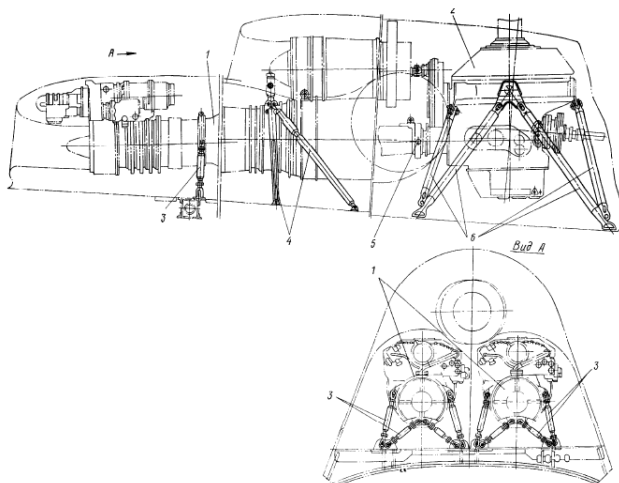


Рис. 1.17 – Схема крепления двигателей и редуктора на вертолете:
 1 – двигатель; 2 – редуктор; 3 – стойки крепления двигателя в передней его части; 4 – приспособление для удержания двигателя при снятии редуктора с вертолета; 5 – сферическая опора редуктора для крепления двигателя в задней его части; 6 – подкосы рамы крепления редуктора

Принцип работы двигателя

Компрессор. Воздух из атмосферы через входное устройство на вертолете и в корпусе первой опоры роторов двигателя всасывается осевым десятиступенчатым компрессором. Проходя воздушный тракт компрессора, воздух постепенно сжимается и поступает в камеру сгорания.

Камера сгорания. В камеру сгорания непрерывно впрыскивается восемью топливными форсунками топливо. Топливо полностью сгорает при небольшом избытке воздуха, обеспечивает непрерывный факел пламени и высокую температуру в зоне горения. Из камеры сгорания поток газов с высокой температурой и повышенным давлением поступает в турбины двигателя.

Турбина компрессора. На лопатках сопловых аппаратов турбины компрессора энергия потока газа частично преобразуется в кинетическую энергию газов (E_k). На рабочих лопатках турбины компрессора энергия газов преобразуется в механическую работу, передаваемую на вал турбины компрессора в виде крутящего момента и далее на привод ротора компрессора, коробку приводов и нижний масляный агрегат.

Свободная турбина. Оставшаяся часть энергии потока газа аналогичным образом преобразуется на лопатках сопловых аппаратов свободной турбины в кинетическую энергию (E_k). Эта энергия преобразуется в механическую работу и передается на вал, где используется для создания

крутящего момента для привода редуктора ВР-8А и вращения валов несущего и хвостового винтов, для привода агрегатов, установленных на редукторе, а также для привода регулятора оборотов свободной турбины.

Изменение режима работы производится путем изменения шага винта и одновременной перенастройкой системы регулирования на подачу топлива, соответствующей новому значению мощности двигателя.

Соединение двигателей с редуктором осуществляется посредством специального узла и муфты свободного хода (МСХ), которая обеспечивает самовращение несущего и хвостового винтов при отказе и заклинивании двигателей.

Частота вращения свободной турбины (несущего винта – $N_{нв}$) на рабочих режимах поддерживается постоянной *регулятором оборотов РО-40М* путем изменения подачи топлива в камеру сгорания.

Так, при самопроизвольном увеличении частоты вращения несущего винта регулятор уменьшает подачу топлива, что приводит к уменьшению температуры газа перед турбиной компрессора, уменьшению частоты вращения турбокомпрессора и уменьшению мощности, развиваемой свободной турбиной. При этом частота вращения несущего винта восстанавливается до заданной.

На рис. 1.18 приведены схема проточной части двигателя и кривые изменения основных параметров газо-воздушного потока.

3.2. Характеристики двигателя

3.2.1. Дроссельные характеристики

Дроссельная характеристика (рис. 1.19) двигателя показывает зависимость эффективной мощности W_e на валу свободной турбины и удельного расхода топлива G_e от частоты вращения ротора турбокомпрессора $N_{тк}$.

С увеличением частоты вращения ротора турбокомпрессора мощность двигателя возрастает, а удельный расход топлива уменьшается.

С увеличением частоты вращения $N_{тк}$ растут массовый расход воздуха, проходящего через компрессор G_b и степень повышения давления воздуха в компрессоре.

Увеличение этих параметров, вместе с увеличением температуры газа T_g , приводит к увеличению мощности W_e . Мощность W_e не должна превышать максимально допустимой величины и поэтому ограничивается «максимальной величиной расхода топлива» путем соответствующей регулировки топливного агрегата НР-40ВА.

На дроссельной характеристике отмечают следующие основные режимы работы двигателя: режим малого газа, крейсерский режим, номинальный режим и взлетный режим.

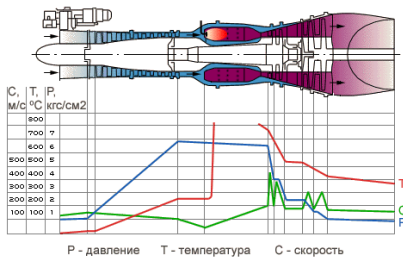
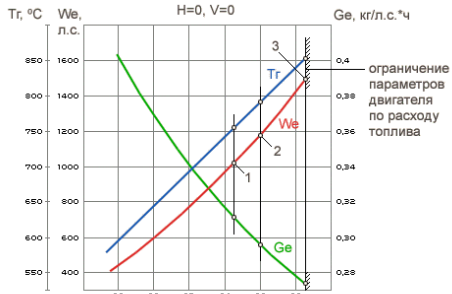


Рис. 1.18. – Схема проточной части двигателя и изменение параметров воздуха (газа)



1 - крейсерский режим 2 - номинальный режим 3 - взлетный режим

Рис. 1.19 – Дроссельные характеристики двигателя ТВ2-П7А, снятые на стенде и приведенные к $t = 15^\circ \text{C}$ и $p = 760 \text{ мм рт. ст.}$

3.2.2. Высотные характеристики

Высотная характеристика (рис. 1.20) показывает зависимость эффективной мощности W_e и удельного расхода топлива G_e от высоты полета H при заданной программе регулирования.

Взлетная мощность до расчетной высоты $H = 1,5 \text{ км}$ несколько повышается, а при дальнейшем наборе высоты заметно понижается. Мощность на номинальном и крейсерском режимах более плавно понижается, начиная с земли. При наборе высоты удельный расход топлива на взлетном режиме до $H = 1,5 \text{ км}$ понижается, а затем несколько повышается. На номинальном и крейсерском режимах удельный расход топлива непрерывно понижается, начиная с земли.

Характер показанного изменения мощности и удельного расхода топлива обусловлен работой ограничителей, предусмотренных в системе автоматического регулирования и управления двигателем:

- до высоты $H = 1,5 \text{ км}$ взлетная мощность ограничивается постоянной максимальной величиной расхода топлива $G_t = \text{const}$;
- при дальнейшем наборе высоты взлетная мощность ограничивается по приведенной частоте вращения $N_{\text{тк.пр}} = \text{const}$.

Ограничение взлетной мощности по $N_{\text{тк.пр}}$ происходит при достижении этим параметром максимального значения и осуществляется автоматическим уменьшением подачи топлива в двигатель, т.е. уменьшением G_T .

На характеристики наложены ограничения взлетного и границы номинального и крейсерского режимов.

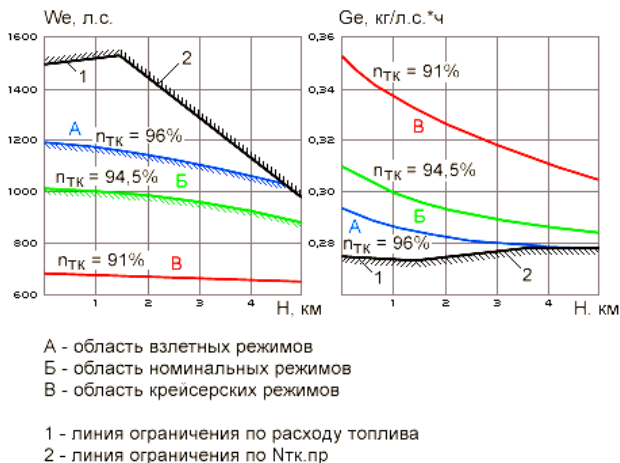


Рис. 1.20 – Высотные характеристики двигателя ТВ2-117А при $t = 15^\circ\text{C}$ и $p = 760$ мм рт. ст.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Научный вестник МГТУ ГА [Текст] / Моск. гос. техн. ун-т гражд. авиации; [отв. ред. В.С. Шапкин]. – М.: МГТУ ГА, 1998. (Аэромеханика и прочность). 119 (9). – 2007. – 183 с.
2. Ружицкий, Е.И. Вертолеты [Текст] / Е.И. Ружицкий. – М.: Виктория: АСТ, 1997. (Современная авиация). Т.1. – 1997. – 192 с.
3. Данилов, В.А. Вертолет Ми-8 [Текст]: устройство и техн. обслуживание / В.А. Данилов. – М.: Транспорт, 1988. – 278 с.
4. Володко, А.М. Вертолет в усложненных условиях эксплуатации [Текст]: учеб.-метод. пособие / А.М. Володко. – М.: КДУ, 2007. – 231 с.

Учебное электронное издание

***Киселев Денис Юрьевич,
Киселев Юрий Витальевич,
Акифьев Владимир Иванович,
Гульбис Антон Алексеевич,
Тиц Сергей Николаевич***

**ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ГТД.
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ ТВ2-117**

Электронное учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Довёрстка И.И. Спиридонова

Арт. 34/2014.

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.