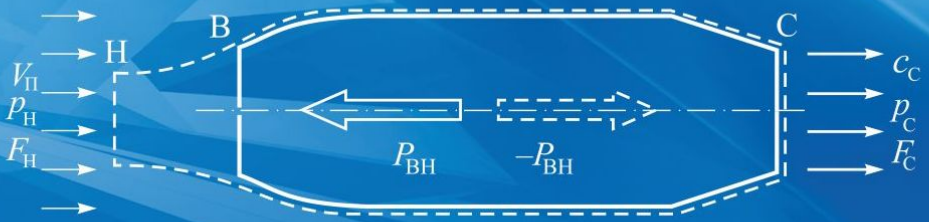
А.Д. ОБУХОВСКИЙ
Ю.В. ТЕЛКОВА

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



ФАКУЛЬТЕТ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

А.Д. ОБУХОВСКИЙ, Ю.В. ТЕЛКОВА

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Утверждено Редакционно-издательским советом
университета в качестве учебного пособия

2-е издание

НОВОСИБИРСК
2020

УДК 621.431.75(075.8)
О - 266

Рецензенты:

д-р техн. наук, профессор *Е.Г. Подружин*,
канд. техн. наук, доцент *М.В. Горбачев*

Работа подготовлена на кафедре аэрогидродинамики
для студентов III, IV курсов ФЛА направления
«Авиастроение», «Баллистика и гидроаэродинамика»,
«Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей»

Обуховский А.Д.
О - 266 Теория авиационных двигателей : учеб. пособие / А.Д. Обуховский, Ю.В. Телкова. – 2-е изд. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2020. – 138 с.

ISBN 978-5-7782-4232-6

Рассмотрены основные понятия теории авиационных двигателей, их классификация, общее устройство и работа. Проанализированы термодинамические процессы в авиационных двигателях и их работа в качестве движителя. Описаны назначение, устройство и работа основных функциональных элементов двигателя: входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины и выходного устройства. Кратко изложены вопросы, связанные с характеристиками авиационных двигателей и их регулированием. В приложении содержатся необходимые материалы для лабораторно-практической работы «Исследование идеальных циклов ТРД и ТРДФ» и расчетно-графической работы «Термогазодинамический расчет ТРД и ТРДФ».

Работа предназначена для студентов III, IV курсов ФЛА направления «Авиастроение», «Баллистика и гидроаэродинамика», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», изучающих курсы «Двигатели ЛА» и «Теория авиационных двигателей». Кроме того, учебное пособие может быть полезно при курсовом и дипломном проектировании.

УДК 621.431.75(075.8)

ISBN 978-5-7782-4232-6

© Обуховский А.Д., Телкова Ю.В., 2012, 2020
© Новосибирский государственный
технический университет, 2012, 2020

ОГЛАВЛЕНИЕ

Основные условные обозначения 4

Индексы 5

ВВЕДЕНИЕ 6

Глава 1. КЛАССИФИКАЦИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 7

Глава 2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ 21

Глава 3. РАБОТА ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В КАЧЕСТВЕ ДВИЖИТЕЛЯ 39

Глава 4. ВХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ВРД 51

Глава 5. КОМПРЕССОРЫ ГТД 65

Глава 6. КАМЕРЫ СГОРАНИЯ 85

Глава 7. ГАЗОВАЯ ТУРБИНА 95

Глава 8. ВЫХОДНЫЕ УСТРОЙСТВА ГТД 105

Глава 9. ХАРАКТЕРИСТИКИ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ТРД 111

Библиографический список 119

Приложения 120

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

V – удельный объем, м^3/кг
$V_п$ – скорость полета, м/с
H – высота полета, м (км)
M – число Маха
λ – приведенная скорость
a – скорость звука, м/с
$a_{кр}$ – критическая скорость звука, м/с
p – давление, Па (кПа)
T – температура, К
P – тяга двигателя, Н (даН, кН)
$P_{уд}$ – удельная тяга двигателя, Н · с/кг
$C_{уд}$ – удельный расход топлива, (кг/Н · ч)
$\pi^*_в$ – степень повышения давления во входном устройстве
$\pi^*_к$ – степень повышения давления компрессора
π_Σ – общая степень повышения полного давления в ГТД
$\pi^*_т$ – степень понижения давления в турбине
$\pi_{с.р}$ – располагаемая степень понижения давления в реактивном сопле
$\pi_с$ – степень понижения давления в реактивном сопле
n – частота вращения, 1/мин, 1/с
$G_в$ – расход воздуха через компрессор, кг/с
$G_г$ – расход газа через турбину, кг/с
$G_т$ – расход топлива, кг/с
$G_{т.ф}$ – расход топлива в форсажной камере сгорания, кг/с
L_t – теоретическая работа цикла, Дж/кг(кДж/кг)
L_e – эффективная работа цикла, Дж/кг(кДж/кг)
$L_к$ – работа компрессора, Дж/кг(кДж/кг)
$L_т$ – работа турбины, Дж/кг(кДж/кг)
$L^*_{кs}$ – изоэнтропическая работа компрессора, Дж/кг(кДж/кг)
$L^*_{тs}$ – изоэнтропическая работа турбины, Дж/кг(кДж/кг)
η_t – термический КПД цикла

η_e – эффективный КПД цикла
$\eta_к$ – КПД компрессора
$\eta_т$ – КПД турбины
ρ – плотность, кг/м^3
i – энтальпия, Дж/кг, (кДж/кг)
R – газовая постоянная, Дж/(кг · К) (кДж/(кг · К))
Q – количество тепла, подведенного (отведенного) к 1 кг рабочего тела, Дж/кг (кДж/кг)
$q_т$ – относительный расход топлива
k – показатель адиабаты
C_p – удельная теплоемкость, Дж/(кг · К) (кДж/(кг · К))
σ – коэффициент восстановления полного давления
$\eta_г$ – коэффициент полноты сгорания топлива в камере сгорания
$\eta_ф$ – коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания
$\varphi_с$ – коэффициент скорости реактивного сопла
F – площадь проходного сечения, м^2
H_u – низшая удельная теплота сгорания топлива, Дж/кг (кДж/кг)
$m_{кр}$ – коэффициент уравнения расхода, (кг · К/Дж)^{0,5} ((кг · К/кДж)^{0,5})
μ – коэффициент расхода

ИНДЕКСЫ

Н – невозмущенный поток
В – сечение на входе в двигатель за входным устройством;
К – сечение за компрессором
Г – сечение за камерой сгорания
Т – сечение на выходе из турбины
Ф – сечение за форсажной камерой
к – критическое сечение реактивного сопла, критические параметры
с – выходное сечение реактивного сопла, критические параметры
вх – входное устройство ГТД
СА – сопловой аппарат турбины
в – воздух
г – газ
т – топливо
пр – приведенные параметры
р – расчетный режим
* – параметры заторможенного потока

ВВЕДЕНИЕ

В учебном пособии рассмотрены основные понятия теории авиационных двигателей, их классификация, общее устройство и работа. Проанализированы термодинамические процессы в авиационных двигателях и их работа в качестве движителя. Описаны назначение, устройство и работа основных функциональных элементов двигателя: входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины и выходного устройства. Кратко изложены вопросы, связанные с характеристиками авиационных двигателей и их регулированием. В приложении содержатся необходимые материалы для лабораторно-практической работы «Исследование идеальных циклов ТРД и ТРДФ» и расчетно-графической работы «Термогазодинамический расчет ТРД и ТРДФ».

Успешное усвоение материала пособия предполагает знание основ математического анализа, термодинамики и аэродинамики.

Работа предназначена для студентов III, IV курсов ФЛА направления «Авиастроение», «Баллистика и гидроаэродинамика», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», изучающих курсы «Двигатели ЛА» и «Теория авиационных двигателей». Кроме того, оно может быть полезно при курсовом и дипломном проектировании.

Глава 1

КЛАССИФИКАЦИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ КУРСА

Силовая установка летательного аппарата (СУ) служит для создания силы тяги, необходимой для перемещения летательного аппарата (ЛА) в пространстве. СУ ЛА в общем случае включает в себя двигатель, движитель и вспомогательные системы.

Двигатель – это машина, служащая для преобразования энергии, запасенной в топливе, сначала в тепло, а затем – в механическую энергию того или иного рода.

Движитель преобразует полученную извне механическую энергию в полезную работу, связанную с перемещением ЛА.

Вспомогательные системы служат для обеспечения непрерывной работы двигателя. К ним относятся, например, топливная, масляная, а также системы воспламенения, охлаждения, управления и т. д.

В основе действия любой силовой установки лежит **реактивный принцип**. Это означает, что тяга создается за счет реакции отброшенной с ускорением массы газа. С этой точки зрения любая СУ ЛА – реактивная.

Двигателем прямой реакции (собственно **реактивным двигателем**) называется тепловая машина, преобразующая химическую энергию топлива сначала в тепло, а затем в кинетическую энергию истекающей газовой струи, реакция которой создает тягу и используется для движения. В реактивном двигателе движитель и двигатель неразрывно связаны. Кроме того, образующиеся при сгорании выхлопные газы используются как общее рабочее тело и в тепловых процессах внутри двигателя, и для создания тяги. Классическим примером такого рода двигателя служит ракетный.

Двигатель непрямой реакции включает в себя движитель как отдельный агрегат. Примером его может быть силовая установка с вин-

томоторной группой. Тяга создается за счет реакции массы воздуха, отбрасываемой с ускорением вращающимся винтом. При этом мощность, используемая для вращения винта, может вырабатываться поршневым двигателем внутреннего сгорания (ДВС), турбовинтовым (ТВД) и даже электрическим (на сверхмалых беспилотных ЛА).

Рассмотрим более подробно классификацию основных видов реактивных двигателей, применяемых на различных типах ЛА (рис. 1.1). В эту классификацию не включены поршневые ДВС, поскольку в современной авиации они используются только для самых легких самолетов и вертолетов при потребных мощностях не более 1000 л.с. Кроме того, поршневые двигатели существенно отличаются по конструкции от прочих видов двигателей и их работа построена на несколько иных физических принципах (рис. 1.1).

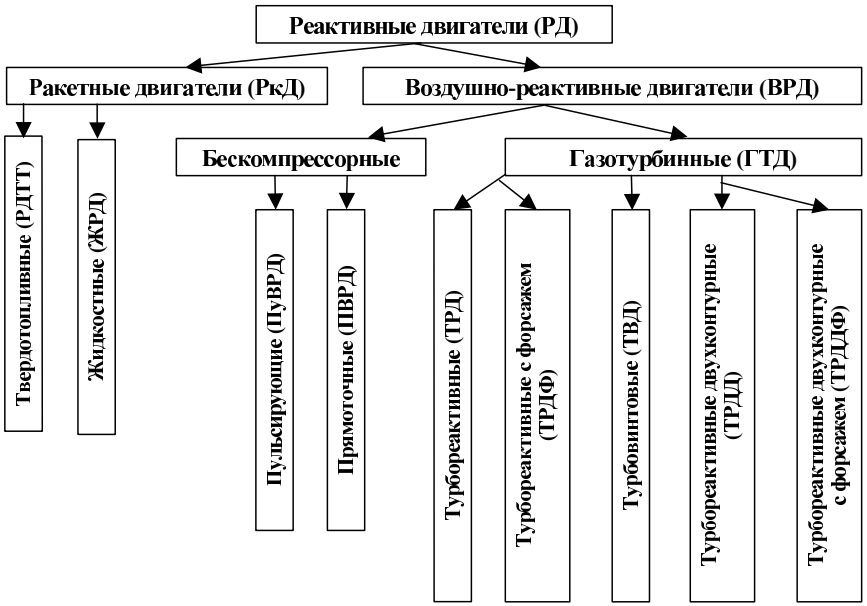


Рис. 1.1. Классификация реактивных двигателей

Во всех рассматриваемых двигателях источником энергии служит тепло, выделяющееся при сжигании компонентов топлива – **горючего** и **окислителя**.

С точки зрения используемого окислителя реактивные двигатели можно разделить на **ракетные** (РкД) и **воздушно-реактивные** (ВРД) двигатели. В ракетных двигателях окислитель находится на борту ЛА. ВРД для сжигания горючего используют кислород, содержащийся в атмосферном воздухе.

В зависимости от агрегатного состояния компонентов топлива различают ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) и жидкостно-ракетные двигатели (ЖРД).

В РДТТ топливо в виде шашек требуемой формы из смеси горючего и окислителя расположено в камере сгорания, один конец которой заглушен, а на другом находится сопло, через которое истекают с ускорением продукты сгорания. Двигатели такого рода отличаются несложной конструкцией, высокой надежностью и чрезвычайной простотой эксплуатации. Основной недостаток РДТТ – кратковременность работы (не более нескольких минут) и невозможность регулирования.

ЖРД использует окислитель и горючее, находящееся в жидком виде в топливных баках ЛА. По сравнению с РДТТ, он более сложен по конструкции, но при этом обладает большей продолжительностью работы и возможностью регулирования тяги в широких пределах посредством изменения подачи компонентов топлива в камеру сгорания. В качестве окислителя в ЖРД используются азотная кислота и ее производные, перекись водорода, сжиженный кислород. В качестве горючего – керосин, гидразин и другие аминосодержащие вещества, спирт, сжиженный водород. Как правило, компоненты жидкого топлива токсичны, нестабильны при хранении и взрывоопасны, что существенно усложняет эксплуатацию ЖРД.

Основное преимущество всех ракетных двигателей – независимость развиваемой тяги от условий полета. Это позволяет их использовать не только в атмосфере, но и в безвоздушном пространстве. При этом РД при малых размерах и массе обладают большой силой тяги.

Основной недостаток любых ракетных двигателей заключается в необходимости хранить на борту ЛА большое количество окислителя.

Для сжигания горючего в ВРД используется атмосферный воздух, который предварительно сжимается и затем подается в камеру сгорания. По способу сжатия ВРД подразделяются на **бескомпрессорные**, в которых для сжатия используется скоростной напор набегающего по-

тока, и **турбокомпрессорные**, в которых происходит механическое сжатие воздуха с помощью компрессора. Для привода компрессора используется турбина, работающая на образующихся при сгорании топлива выхлопных газах, поэтому такие двигатели называются также **газотурбинными** (ГТД).

Основной разновидностью бескомпрессорного ВРД является **прямоточный ВРД** (ПВРД). Сжатие воздуха в нем происходит в системе скачков уплотнения, формируемых воздухозаборником при полете на сверхзвуковых скоростях. Главное достоинство ПВРД – это простота конструкции, которая связана с отсутствием в нем компрессора и турбины; недостаток – отсутствие тяги на старте и очень низкая эффективность на малых скоростях, поэтому для вывода их на расчетный режим необходим стартовый ускоритель (как правило, РДТТ).

Этого недостатка частично лишен **пульсирующий ВРД** (ПуВРД), в котором камера сгорания периодически изолируется, воздух в нее подается порциями и выхлопные газы выбрасываются тоже порциями. Такие двигатели могут работать при нулевой скорости, однако в силу пульсирующего характера процесса горения эффективность их невелика и широкого распространения они не получили.

Наибольшее применение в авиационной технике получили различные типы ГТД. Самая простая его разновидность – **турбореактивный двигатель** (ТРД). В ТРД воздух, сжатый компрессором, подается в камеру сгорания, где он смешивается с распыленным топливом. При сжигании топливовоздушной смеси образуется большое количество выхлопных газов с высокой внутренней энергией. Часть этой энергии идет на вращение газовой турбины, расположенной за камерой сгорания. Турбина установлена на одном валу с компрессором и служит для его привода. Пройдя через турбину, газы еще обладают достаточно высокой тепловой энергией, которая преобразуется в кинетическую энергию струи, истекающей через сопло. Реакция отбрасываемой с ускорением массы газа и создает силу тяги.

Для полетов при малых и умеренных дозвуковых скоростях наиболее подходит **турбовинтовой двигатель** (ТВД). В ТВД воздух, сжатый в компрессоре и нагретый в камере сгорания, поступает на турбину, которая отбирает практически всю внутреннюю энергию у потока газа и использует ее для вращения не только компрессора, но и воздушного винта (пропеллера). С воздушным винтом турбокомпрессор соединен через редуктор. Тяга ТВД создается за счет массы воздуха, отбрасываемой с ускорением вращающимся винтом.

На сегодняшний день наиболее широко распространенным типом газотурбинного двигателя стал **турбореактивный двухконтурный двигатель** (ТРДД). В таком двигателе воздух, частично сжатый компрессором низкого давления, делится на два потока (контура). Во внутреннем (горячем) контуре происходит дальнейшее сжатие воздуха в компрессоре высокого давления и подогрев в камере сгорания. После этого газы поступают на турбину, которая состоит из двух независимых частей, вращающих компрессоры высокого и низкого давления. Во внешнем (холодном) контуре воздух разгоняется, двигаясь по кольцевому каналу. Тяга такого двигателя создается за счет истечения из обоих контуров.

Для полета на сверхзвуковых скоростях используются разновидности ТРД и ТРДД с форсажом –ТРДФ и ТРДДФ.

ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ОСНОВНЫХ ТИПОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Как указывалось ранее, наиболее простой тип ГТД – это **турбореактивный двигатель**. Он состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, турбины и сопла (рис.1.2).

В полете со скоростью $V_{\text{п}}$ воздух проходит предварительное сжатие во **входном устройстве**, где его скоростной напор частично преобразуется в потенциальную энергию давления. Окончательное сжатие происходит в **компрессоре**. Сжатый воздух непрерывно подается в **камеру сгорания**, куда поступает и топливо (керосин). В результате сгорания топливовоздушной смеси образуется большое количество выхлопных газов с высокой тепловой энергией. Часть этой энергии преобразуется в механическую работу при расширении газов на **турбине**. Рабочее колесо турбины находится на одном валу с компрессором и служит для его вращения. Кроме того, малая доля вырабатываемой мощности (порядка 1 %) идет на привод различных вспомогательных агрегатов (электрогенераторов, топливных и масляных насосов и т. д.). При протекании газов через турбину их температура и давление падают, а скорость – увеличивается. Дальнейшее расширение потока происходит в **выходном устройстве** (сопле), где оставшаяся тепловая энергия преобразуется в кинетическую энергию истекающей струи. Давление и температура перед соплом всегда выше, чем перед входным устройством, поэтому скорость истечения будет больше, чем скорость полета. Реакция отбрасываемой с ускорением массы газов и создает силу тяги.

С точки зрения термодинамики в ТРД происходят следующие процессы. Во входном устройстве и компрессоре обеспечивается сжатие рабочего тела (воздуха). В камере сгорания идет подогрев рабочего тела при его постоянном давлении, что связано с непрерывной подачей в нее воздуха и непрерывным истечением выхлопных газов. Завершает процесс расширение на турбине и в выходном устройстве до атмосферного давления.

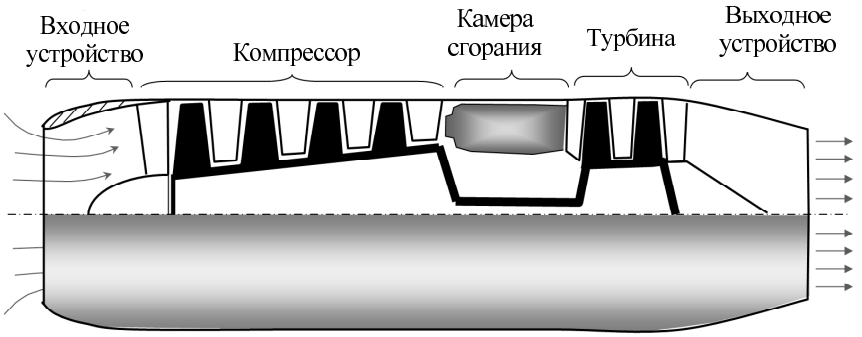


Рис. 1.2. Общее устройство турбореактивного двигателя

Суммарное повышение давления в ТРД в наземных условиях составляет 10…20 атм, нагрев воздуха в камере сгорания ограничивается температурой теплостойкости лопаток турбины (1500…1600 К), а скорость истечения газа из сопла достигает 600…750 м/с.

В ТРД можно выделить ряд основных, так называемых **функциональных, элементов** двигателя, которые, как будет показано ниже, присутствуют во всех типах ГТД:

- **компрессор**;
- **камера сгорания**;
- **турбина**;

Совокупность компрессора, камеры сгорания и турбины образует единицу более высокого уровня – **функциональный модуль**, называемый **газогенератором**. К функциональным модулям обычно относят также **входное и выходное устройства**.

Основным недостатком ТРД оказывается низкая эффективность при малых (дозвуковых) скоростях полета, что связано с чрезмерно высокой (для данного режима полета) скоростью истечения.