

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Л.В. Москаленко, Д.В. Стреляев, Б.А. Чичков, А.Л. Тимонин

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИИ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**



Москва - 2016

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

Кафедра двигателей летательных аппаратов

Л.В. Москаленко, Д.В. Стреляев, Б.А. Чичков, А.Л. Тимонин

ОСНОВЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Утверждено Редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия

Москва-2016

УДК 629.735.03

ББК 0551-02

М 82

Печатается по решению редакционно-издательского совета Московского
Государственного технического университета ГА

Рецензенты: д.т.н., проф. Ципенко В.Г. (МГТУ ГА);
к.т.н., проф. Шерышев А.Е. (МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского)

Москаленко Л.В., Стреляев Д.В., Чичков Б.А., Тимонин А.Л.

М 82 Основы теории и конструкции авиационных двигателей: учебное
пособие. – М.: МГТУ ГА, 2015. – 64 с., рис. 14.

ISBN 978-5-86311-992-2

В предлагаемое учебное пособие включены важнейшие сведения по теории
и конструкции современных авиационных двигателей. Кроме того, в нем кратко
рассмотрены летно-технические характеристики различных воздушных судов,
оказавших влияние на развитие гражданской авиации, и их силовые установки.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности
280700.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 17.03.2015 г. и
методического совета 17.04.2015 г.

ББК 0551-02

Доп. св. тем. план 2016 г.

поз. 24

МОСКАЛЕНКО Лада Вячеславовна, СТРЕЛЯЕВ Дмитрий Владимирович,
ЧИЧКОВ Борис Анатольевич, ТИМОНИН Антон Леонидович

ОСНОВЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
Учебное пособие

Подписано в печать 30.03.2015 г.

Печать офсетная

Формат 60x84/16

3,28 уч.-изд. л.

3,72 усл.печ.л.

Заказ №25

Тираж 35 экз.

Московский государственный технический университет ГА

125993 Москва, Кронштадтский бульвар, д.20

Редакционно-издательские услуги ООО «Имидж-студия Арина»

127051 Москва, М. Сухаревская пл., д. 2/4 стр.1

ISBN 978-5-86311-992-2

© Московский государственный
технический университет ГА, 2016

1. ПОНЯТИЕ ОБ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

1.1. Общая характеристика авиационных двигателей

Теория авиационных двигателей (ТАД) – инженерная наука, изучающая схемы и принципы действия различных типов авиационных двигателей (АД) и их важнейших агрегатов, а также эксплуатационные характеристики АД. Сразу отметим, что на современных гражданских воздушных судах (ВС) в настоящее время используются *поршневые двигатели внутреннего сгорания* (спортивная и сельскохозяйственная авиация, ВС местных авиалиний), работающие на высокооктановых сортах бензина, и *газотурбинные силовые установки* (ГТУ), обладающие сравнительно большой мощностью при малых габаритах и массе, работающие на относительно дешевом керосине (ближне-, средне- и дальнемагистральные пассажирские и транспортные ВС).

Вообще, под АД понимают *силовые установки* летательных аппаратов (ЛА), при полете не покидающих атмосферу. Для своего функционирования такие двигатели используют воздух в качестве источника рабочего тела (РТ) и частично – энергии, т.е. окислителя (кислорода). АД подразделяют на две большие группы – *винтовые* (с движителем) и *реактивные*. Первые создают тягу с помощью винта (тянущего или толкающего), вторые – за счет направленного отброса РТ.

1.2. Краткая историческая справка развития авиационных двигателей

Первыми серийно эксплуатировавшимися АД стали *винтовые поршневые бензиновые двигатели внутреннего сгорания*. Попытки использовать в качестве силовых установок ВС паровые машины (самолет контр-адмирала А.Ф. Можайского) и дизельные двигатели (отечественные самолеты типа Р-З, Р-5; самолеты итальянской фирмы “Савойя-Маркетти”) не увенчались успехом из-за неудовлетворительных весовых характеристик двигателей обоих указанных типов.

Бензиновые АД позволяли ВС (боевая истребительная авиация) достигать предельных скоростей до 800 [км/час] (крейсерская скорость не более 550 [км/час], полетное время порядка 1...1,5 [час]). Гражданские ВС, оснащенные подобными двигателями, имели скорость около 300...400 [км/час], небольшую грузоподъемность, а полетное время, как правило, не более 10 [час]. Дальнейшее совершенствование бензиновых поршневых винтовых АД не представлялось возможным в силу двух причин. Во-первых, скорость ВС прямо пропорциональна мощности его силовой установки, возведенной в третью степень (*скорость пропорциональна кубу мощности мотора*). Таким образом, увеличение мощности поршневых АД приводит к неоправданному росту их массы. Во-вторых, при скоростях полета, превышающих 800 [км/час], качественно изменяются условия обтекания

лопастей винта потоком набегающего воздуха, что делает движитель неэффективным.

Появление новых технологий и конструкционных материалов, обладающих повышенными физико-механическими характеристиками, позволило в конце 1930-х годов перейти к оснащению ВС вместо поршневых двигателей *газотурбинными* (ГТД). Первоначально ГТУ наряду с паротурбинными силовыми установками использовались в судостроении. ГТД характеризуются сравнительно большой мощностью при приемлемых с эксплуатационной точки зрения габаритах и массе. Кроме того, в качестве топлива они используют относительно дешевый керосин, причем расход его достаточно невелик.

ГТУ имеет открытую камеру сгорания, куда подается керосин и нагнетается воздух (кислород), для чего применяется специальный воздушный насос – *компрессор*. Его приводом служит *газовая турбина*. В основе работы ГТД лежит *цикл Брайтона*, состоящий из двух изобарных и двух адиабатных термодинамических процессов (адиабатное сжатие РТ, изобарное нагревание РТ, адиабатное расширение РТ, изобарное охлаждение РТ).

Замена поршневых АД на ГТУ привела к созданию *турбовинтовых двигателей* (ТВД). Такие двигатели эффективны для скоростей полета ВС до 900 [км/час] с предельно допустимой высотой порядка 14 [км]. Модифицированные ТВД, называемые *турбовальными* (ТВАД), в настоящее время устанавливаются на вертолетах (как правило, имеющих скорость до 300 [км/час] и высоту полета до 6 [км]). В *винтовых газотурбинных двигателях* почти вся энергия (до 90%) РТ (газа) преобразуется в кинетическую энергию вращения, потребляемую компрессором (30% от 90%) и винтом. Оставшиеся 10% расходуются на создание реактивной струи, создающей дополнительную тягу.

Дальнейшее увеличение скоростей полета и грузоподъемности ВС было достигнуто за счет перехода к *реактивным АД*.

На современных гражданских ВС в качестве силовых установок применяют *турбореактивные АД* (ТРД). Такие двигатели создают тягу за счет использования реактивного сопла. В ТРД ГТУ служит лишь приводом компрессора, потребляя примерно 30% энергии РТ. Существует целый ряд модификаций ТРД. Основным является турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД). Он экономичен для скоростей полета до 1400 [км/час] и высоты до 16 [км], что обусловило его наибольшее распространение в гражданской авиации. При скоростях полета свыше 1400 [км/час] эффективнее одноконтурные ТРД.

Как двух-, так и одноконтурные ТРД могут иметь *форсажную камеру*, т.е. устройство, позволяющее на короткое время увеличивать тягу. Такие двигатели называют ТРДДФ и ТРДФ соответственно. Они экономичны при высотах полета более 16 [км] со скоростями до $3,5 \cdot M$ (M – число Маха) и могут использоваться на перспективных стратосферных гражданских ВС.

Необходимо отметить, что наиболее простым по конструкции реактивным АД является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), эффективный для скоростей полета, превышающих $3 \cdot M$. Такие двигатели перспективны для беспилотных ЛА, применяемых при мониторинге различных гражданских объектов. Цикл работы ПВРД отличается от цикла Брайтона.

В настоящее время основными типами АД, используемых в гражданской авиации, являются ТВД (вертолеты и тяжелые транспортные самолеты) и ТРДД (средне- и дальнемагистральные пассажирские ВС).

Летно-технические характеристики (ЛТХ) ряда серийных ВС различного назначения и сведения об их силовых установках приведены в Приложении.

1.3. Важнейшие параметры реактивных авиационных двигателей

Главным параметром реактивного АД служит его *тяга*.

Реактивной тягой называют *равнодействующую* газодинамических сил и сил трения, действующих на внутреннюю и внешнюю поверхности двигателя при истечении из него РТ, причем сила аэродинамического воздействия (сопротивления) окружающей среды на двигатель не учитывается

$$P = R + r,$$

где R – внутренняя сила, а r – внешняя.

Внутренняя сила R фактически представляет собой *реактивную силу*. Ее можно найти на основании закона сохранения импульса, учитывая, что она создается за счет направленного отброса РТ и его ускорения в тракте сопла. Тогда в общем случае

$$R = m' \cdot w_c + f_c \cdot p_c,$$

где m' – массовый расход РТ, $[кг/с]$; w_c – скорость истечения РТ из сопла, $[м/с]$; f_c – площадь выходного сечения сопла, $[м^2]$; p_c – давление РТ на выходе из сопла, $[Па]$.

Внешнюю силу r (трения) можно считать равной

$$r = - f_c \cdot p_n,$$

где $p_n = p_{oc}$ – давление на АД со стороны окружающей среды, зависящее от высоты полета ВС, $[Па]$.

Таким образом, в общем случае

$$P = m' \cdot w_c + f_c \cdot (p_c - p_n).$$

При определении тяги реактивного АД необходимо учитывать, что он вместе с ЛА перемещается относительно ОС со скоростью полета $w_{ЛА}$ (очевидно, что она равна скорости набегающего воздуха на двигатель). Кроме

того, в двигатель нагнетается воздух и подается керосин. На основании сделанных замечаний последнюю формулу, справедливую для *ракетных* двигателей, можно преобразовать к виду

$$P = (G_B + G_K) \cdot w_c - G_B \cdot w_{\text{ЛА}} + f_c \cdot (p_c - p_n),$$

где G_B – массовый расход воздуха, G_K – массовый расход топлива (керосина).

Как правило, расход воздуха через двигатель достигает значения 200...500 [кг/с], а топлива – лишь 1...2 [кг/с]. Таким образом, $G_B \gg G_K$. Значит, уравнение тяги можно упростить, полагая, что

$$P = G_B \cdot (w_c - w_{\text{ЛА}}) + f_c \cdot (p_c - p_n).$$

Если в сопловом блоке поток РТ расширяется до давления ОС ($p_c = p_n$, идеальный случай), то

$$P = G_B \cdot (w_c - w_{\text{ЛА}}).$$

Следует отметить, что тяга современных реактивных АД может составлять порядка 300...500 [кН] и даже более.

Удельная тяга реактивного АД определяется отношением тяги двигателя к расходу воздуха через него

$$P_{\text{уд}} = P/G_B, \quad [H \cdot c / \text{кг}] = [m/c]$$

Считая расчетную тягу равной

$$P_p = G_B \cdot (w_c - w_{\text{ЛА}}),$$

можно получить

$$P_{p \text{ уд}} = w_c - w_{\text{ЛА}}.$$

Удельная тяга современных реактивных АД достигает 750 [H·c/кг], а форсированных двигателей – до 1100 [H·c/кг].

Нужно подчеркнуть, что удельная тяга далеко не полностью характеризует АД, т.к. относится только к расходу воздуха. *Экономичность* двигателя определяется *расходом топлива* (керосина). Для его описания используется понятие *часового удельного расхода топлива*, т. е. отношение расхода топлива за час полета к тяге АД

$$C_{\text{уд}} = G_K/P, \quad [\text{кг}/(H \cdot \text{час})]$$

Для современных АД значение $C_{\text{уд}}$ лежит в пределах 0,03...0,08 [кг/(H·час)].

Чтобы охарактеризовать *весовую эффективность* АД, применяют понятие *удельной массы двигателя*, т.е. отношения массы конструкции АД (без учета масла, гидравлических жидкостей и т. п.) к его тяге

$$\gamma_{дв} = m_{кд}/P. \quad [кг/Н]$$

В настоящее время $\gamma_{дв} = 0,02...0,04 [кг/Н]$, откуда следует, что обеспечение каждого “*ньютон*” тяги требует 20...40 [г] конструкции АД.

Для оценки эффективности АД традиционно используется такая характеристика, как КПД. Чтобы определить КПД авиационного двигателя, необходимо учитывать, что АД, с одной стороны, является *тепловой машиной*, преобразующей подводимую теплоту в механическую энергию потока РТ, а, с другой, – *силовой*, с помощью которой механическая энергия потока РТ преобразуется в полезную работу по перемещению ЛА в пространстве. Таким образом, суммарный КПД определяется произведением двух КПД – внутреннего КПД тепловой машины η_v и тягового КПД силовой машины η_m

$$\eta_{АД} = \eta_v \cdot \eta_m.$$

Внутренний КПД η_v соответствует *термическому* КПД и равен отношению количества полезной теплоты (полезной работы) к общему количеству теплоты (энергии), подведенной к РТ.

Предположим, что при сгорании топлива выделяется энергия Н (общее количество теплоты, подведенной к РТ).

Для воздушно-реактивных двигателей (ВРД) положительная работа соответствует *разности* выходной и входной кинетических энергий потока РТ

$$L_{пол} = m_v \cdot (w_c^2 - w_{ЛА}^2)/2 \quad \text{или} \quad I_{пол} = (w_c^2 - w_{ЛА}^2)/2,$$

где m_v – масса воздуха. Отсюда следует, что внутренний КПД равен

$$\eta_v = I_{пол}/H = (w_c^2 - w_{ЛА}^2)/2 \cdot H.$$

Получим соотношение для *тягового* КПД. Учтем, что запас энергии истекающего из сопла РТ расходуется на совершение работы над ЛА (полезная работа), которая составляет

$$L_{ЛА} = P \cdot w_{ЛА} \cdot \tau,$$

где P – тяга двигателя, $w_{ЛА}$ – скорость полета ВС, τ – время работы двигателя.

Между тем, запас энергии реактивной струи равен

$$E_{ст} = m_v \cdot (w_c^2 - w_{ЛА}^2)/2.$$

Тогда

$$\eta_m = L_{ЛА}/E_{ст} = (2 \cdot P \cdot w_{ЛА} \cdot \tau) / [m_v \cdot (w_c^2 - w_{ЛА}^2)] = (2 \cdot P \cdot w_{ЛА}) / [(m_v/\tau) \cdot (w_c - w_{ЛА}) \cdot (w_c + w_{ЛА})].$$

Примем во внимание, что массовый расход воздуха

$$G_v = m_v/\tau,$$

а удельная тяга составляет

$$P_{уд} = P/G_B.$$

С учетом этого

$$\eta_m = 2 \cdot P_{уд} \cdot w_{ЛА} / [(w_c - w_{ЛА}) \cdot (w_c + w_{ЛА})].$$

Для расчетной удельной тяги справедливо

$$P_{р\ уд} = w_c - w_{ЛА}.$$

Тогда тяговый КПД

$$\eta_m = 2 \cdot w_{ЛА} \cdot (w_c - w_{ЛА}) / [(w_c - w_{ЛА}) \cdot (w_c + w_{ЛА})] = 2 \cdot w_{ЛА} / (w_c + w_{ЛА}).$$

Таким образом, значение тягового КПД фактически определяется соотношением скоростей истечения РТ w_c и полета ЛА $w_{ЛА}$, т. к.

$$\eta_m = 2 / [1 + w_c / w_{ЛА}].$$

Для суммарного КПД можно легко получить

$$\eta_{АД} = [(w_c^2 - w_{ЛА}^2) / 2 \cdot H] \cdot [2 \cdot w_{ЛА} / (w_c + w_{ЛА})] = w_{ЛА} \cdot (w_c - w_{ЛА}) / H.$$

Нужно отметить, что при испытаниях двигателя на стенде ($w_{ЛА} = 0$) тяговый КПД равен нулю, т.е. запас энергии реактивной струи расходуется впустую.

Если полет ВС осуществляется в режиме, когда $w_{ЛА} = w_c$, (идеальный случай), тяговый КПД становится равным единице, т.е. максимальное использование энергии струи достигается при совпадении скоростей приема и истечения РТ. Подобный режим полета на практике реализовать *нельзя*. Обычно значение тягового КПД составляет 0,5...0,6. Поэтому на дозвуковых гражданских ВС нет смысла устанавливать реактивные АД со сверхзвуковыми соплами.

1.4. Тяговые параметры турбовинтовых двигателей

ТВД оснащен винтом и выхлопным устройством, создающим небольшую дополнительную тягу. Таким образом, общая тяга ТВД складывается из создаваемой винтом и реактивной силы, возникающей за счет истечения отработанного РТ

$$P = P_B + P_p,$$

где тяга, создаваемая винтом, $P_B \approx 0,9 \cdot P$, а дополнительная реактивная тяга $P_p \approx 0,1 \cdot P$.

Основным тяговым параметром ТВД служит не тяга, а *мощность силовой установки*. Тяговая мощность ТВД (работа, совершаемая в единицу времени) составляет

$$N = N_B + P_p \cdot w_{\text{ЛА}},$$

где N_B – мощность, развиваемая винтом.

Для оценки эффективности ТВД принято использовать не тяговую, а так называемую “эквивалентную мощность”. Она соответствует мощности винта, включающей в себя дополнительную мощность реактивной струи –

$$N_{\text{ЭКВ}} = P_{\text{ЭКВ}} \cdot w_{\text{ЛА}} / \eta_B,$$

где η_B – КПД винта. Естественно, для эквивалентной тяги ТВД справедливо

$$P_{\text{ЭКВ}} = N_{\text{ЭКВ}} \cdot \eta_B / w_{\text{ЛА}}.$$

1.5. Особенности работы современных авиационных двигателей

АД в процессе полета ВС работают на различных режимах, определяющих условия нагружения элементов конструкций двигателей. Рассмотрим основные режимы работы АД на примере воздушно-реактивного двигателя (ВРД).

1. Режим *малого газа*. Здесь тяга составляет примерно 5% от максимальной. Такой режим используется в предстартовых и послеполетных условиях.

2. *Крейсерский* режим. Тяга на этом режиме равна 0,5...0,75 максимальной. Он применяется для полетов на большие дальности с номинальной скоростью ВС и является *основным* полетным.

3. *Номинальный* режим. Здесь тяга составляет порядка 0,85 максимальной. Такой режим используется в условиях длительного набора высоты.

4. Режим *максимальной тяги*. Этот режим является взлетным и применяется при отрыве ВС от земли.

Сверхзвуковые ЛА оснащаются АД с форсированной тягой. На *форсированном* режиме полета ВС тяга таких АД *превышает* максимальную. Подобный режим используется для разгона ЛА до сверхзвуковой скорости. Конструкции ряда дозвуковых ВРД предусматривают кратковременное (до 5 [мин]) использование *чрезвычайного* режима для совершения ВС резких маневров. На этом режиме тяга АД так же превышает максимальную.

Многочисленное количество режимов работы ВРД при грамотном их применении обеспечивает установленный для АД ресурс эксплуатации, а также позволяет добиваться оптимального осуществления маневров ВС во время полета.

2. СХЕМЫ ОСНОВНЫХ ТИПОВ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1. Классификация современных авиационных двигателей

В настоящее время наиболее широкое распространение получили следующие виды АД:

- поршневые винтовые (с движителем) двигатели внутреннего сгорания, работающие на авиационном бензине, – ПВД;
- газотурбинные (ГТД), т. е. различные модификации турбореактивных (без движителя) и турбовинтовых, своеобразной комбинацией которых являются перспективные винто-вентиляторные АД (ВВД);
- реактивные прямоточные (безкомпрессорные) АД.

2.2. Поршневой винтовой двигатель

В настоящее время в так называемой “малой авиации” (спортивные и сельскохозяйственные самолеты, пассажирские самолеты, эксплуатирующиеся на местных авиалиниях, небольшие вертолеты и т.п.) продолжают использоваться ПВД, работающие на высокооктановых сортах бензина. Скорости современных ВС, оснащенных ПВД, как правило, не превышают 400 [км/час].

ПВД относятся к двигателям *непрямой реакции*. Их мощность через приводы передается на движители (винты), которые и создают тягу. ПВД представляет собой *замкнутую термодинамическую систему*. РТ является топливовоздушной смесью (воздух и бензин). В основе работы ПВД лежит *цикл Отто*, названный по фамилии немецкого инженера и предпринимателя, запатентовавшего первый поршневой четырехтактный бензиновый двигатель внутреннего сгорания, который изобрели его подчиненные – Даймлер и Майбах. Этот цикл состоит из двух адиабатных и двух изохорных процессов (адиабатное сжатие РТ, изохорный нагрев РТ за счет сгорания бензина, адиабатное расширение РТ, изохорное охлаждение РТ).

ПВД представляет собой модификацию обычного двигателя внутреннего сгорания. Важнейшим узлом ПВД является группа цилиндров с поршнями. Движение поршней при работе ПВД через кинематический привод, включающий редуктор, передается на воздушный винт. Топливо (бензин и кислород воздуха) сжигается в замкнутых объемах цилиндров. РТ, получаемое при сгорании топлива, расширяется и совершает над поршнями работу, которая передается винту.

Цилиндры ПВД могут располагаться просто рядом, рядом V-образно и звездообразно (первые два типа ПВД имеют системы жидкостного охлаждения, последний тип – воздушного; у рядных ПВД коленчатый вал может располагаться как снизу, так и сверху блока цилиндров). Каждая схема расположения цилиндров обладает своими преимуществами и недостатками. Например, рядные ПВД обеспечивают ВС меньшее аэродинамическое сопротивление, чем звездообразные, обладающие “широким лбом”. Зато звездообразные ПВД проще конструктивно и безопаснее при эксплуатации (отсутствует система жидкостного охлаждения; кроме того, при механическом

повреждении верхних цилиндров звездообразные ПВД не выходят из строя вследствие вытекания масла, и в случае подобного летного происшествия у пилота есть время, чтобы совершить посадку).

Как рядные, так и звездообразные ПВД могут быть либо карбюраторными, либо оборудованными системой непосредственного впрыска бензина в цилиндры. При прочих равных условиях указанная система позволяет “снимать” с ПВД большую мощность (или уменьшать расход топлива). Кроме того, для кратковременного форсирования на ПВД могут устанавливаться системы впрыска в цилиндры закиси азота (на больших высотах полета) и водно-метаноловой смеси (на малых).

Необходимо отметить, что с точки зрения безопасной эксплуатации основным недостатком всех ПВД является их повышенная *пожароопасность*.

2.3. Турбовинтовой двигатель

Как и ПВД, ТВД относятся к двигателям *непрямой реакции*. В ТВД для вращения тягового винта используется газотурбинная установка (ГТУ). Схема простейшего ТВД показана на рис. 1.

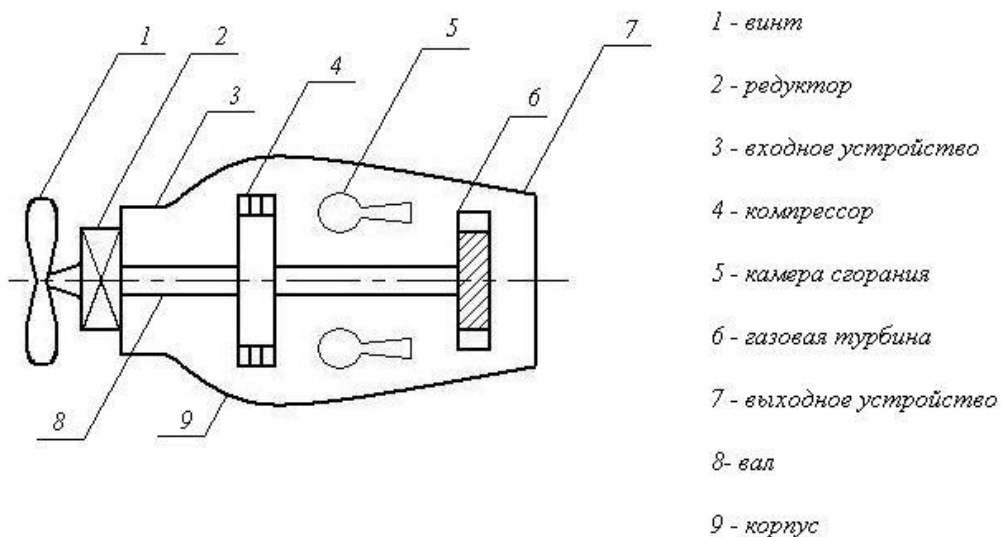


Рис. 1. Принципиальная схема простейшего ТВД (опоры условно не показаны)

Тяга ТВД создается за счет вращения винта 1 (двигателя). Редуктор 2 предназначен для понижения числа оборотов винта по отношению к числу оборотов вала 8 турбины 6, вращающей винт и компрессор 4. Снижение количества оборотов винта повышает его КПД и уменьшает инерционные нагрузки, действующие на лопасти.

Основным элементом входного устройства 3 является диффузор, имеющий расходящееся проходное сечение. Входное устройство обеспечивает забор набегающего на ВС воздуха двигателем и предварительное сжатие воздуха.

Компрессор 4 (воздушный насос) предназначен для интенсивного сжатия воздуха и подачи воздуха в камеру сгорания 5 двигателя, в которой энтальпия воздуха повышается за счет подведения теплоты при протекании химической реакции сгорания топлива (керосина) в кислороде воздуха. При этом количество проходящего через камеру сгорания воздуха значительно превышает (в 100...500 раз) количество подаваемого керосина. Таким образом, в камере сгорания осуществляется подогрев воздуха практически без подвода к РТ дополнительной массы. Фактически камера сгорания 5 представляет собой химический подогреватель РТ.

На рабочих колесах газовой турбины 6 происходит преобразование энтальпии протекающего через лопатки турбины горячего газа (РТ) в кинетическую энергию вращения ротора двигателя. При этом в механическую энергию преобразуется практически вся энтальпия РТ. Мощность, развиваемая турбиной, через вал передается частично компрессору, а в основном (через редуктор) – винту.

Выходное устройство 7 обеспечивает выхлоп отработанного РТ после турбины и утилизирует остаток энтальпии РТ, преобразуя ее в небольшую реактивную тягу. Как отмечалось выше, тяга ТВД складывается из двух составляющих.

Следует отметить, что ГТУ (*газогенератором*) принято называть совокупность компрессора, камеры сгорания и турбины.

ТВД экономичны для скоростей полета ВС порядка 900 [км/час]. В настоящее время ТВД устанавливаются на тяжелых транспортных самолетах и являются (в модифицированном варианте) основными двигателями для вертолетов.

2.4. Турбореактивный двигатель

ТРД – универсальный газотурбинный реактивный двигатель. Он может использоваться в качестве силовой установки практически на всех типах современных ВС. Простейший ТРД (одноконтурный) особенно эффективен при скоростях полета ЛА свыше 1400 [км/час].

ТРД (рис. 2) относятся к двигателям *прямой реакции*. Они создают тягу за счет направленного отброса РТ (продуктов сгорания керосина в кислороде воздуха).

В ТРД турбина 4 является приводом только компрессора 2, причем отбирает энтальпию у РТ лишь частично. РТ, прошедшее через турбину, сохраняет значительный запас своей энтальпии.

Основным элементом выходного устройства 5 ТРД служит *сопло*. Именно здесь превалирующая часть энтальпии РТ преобразуется в кинетическую энергию отбрасываемой реактивной струи.

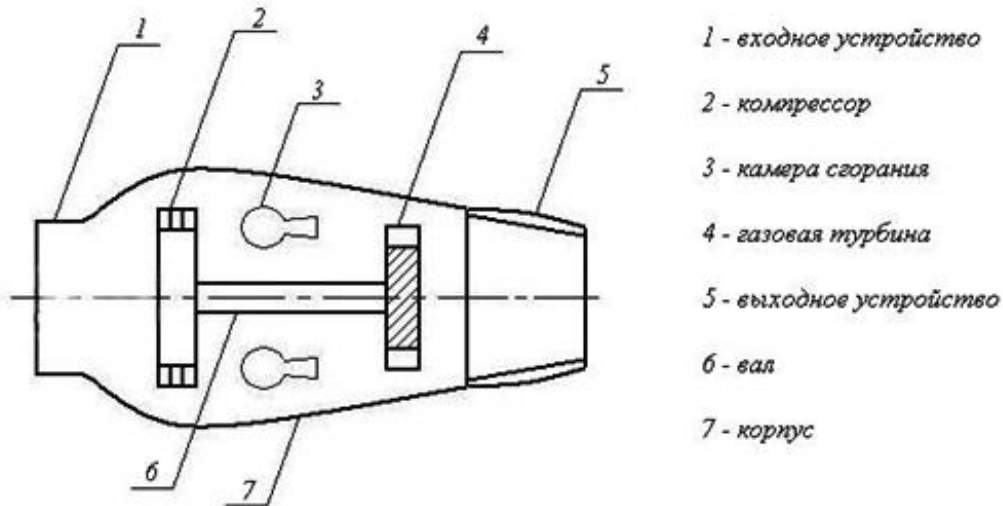


Рис. 2. Принципиальная схема простейшего ТРД (опоры условно не показаны)

2.5. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой

Простейший ТРДФ отличается от обычного ТРД тем, что его выходное устройство имеет форму сопла Лаваля (сверхзвукового), а между турбиной 4 и выходным устройством 5 (см. рис. 2) устанавливается *форсажная камера*. Она обеспечивает дополнительный подвод к РТ керосина с целью восстановления температуры РТ, прошедшего через турбину, до уровня температуры в камере сгорания.

Фактически форсажная камера представляет собой добавочную камеру сгорания. Она включается только на форсированных режимах полета, например, при резких маневрах ВС или для достижения сверхзвуковой скорости полета, причем работа форсажной камеры ограничена по времени.

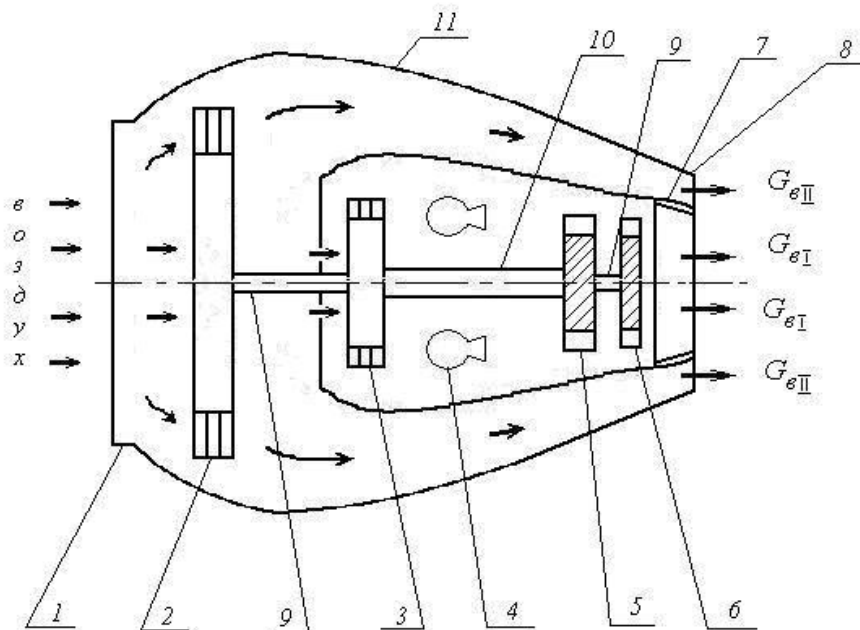
ТРДФ устанавливают на высокоскоростных ЛА, что обуславливает использование в качестве выходных устройств ТРДФ сопел Лаваля.

2.6. Турбореактивный двухконтурный двигатель

Основным типом двигателя, используемым в современной гражданской авиации, является ТРДД (рис. 3). Такие АД характеризуются высокой экономичностью и имеют два контура: *внутренний* (или *первый*), аналогичный по устройству обычному ТРД, и *внешний* (или *второй*), установка которого повышает экономичность двигателя.

Входное устройство 1 обеспечивает забор и предварительное сжатие воздуха. Вентилятор 2 предназначен для подачи воздуха частично в первый, а, в основном, во второй контур двигателя. Высоконапорный компрессор 3 повышает давление воздуха *только* во внутреннем контуре ТРДД. Турбина ТРДД представляет собой фактически комбинацию (каскад) двух турбин,

высоконапорной 5 и низконапорной 6, каждая из которых раскручивает соответствующий компрессор.



- 1 - входное устройство
- 2 - низконапорный компрессор (вентилятор)
- 3 - высоконапорный компрессор I-го контура
- 4 - камера сгорания
- 5 - турбина высоконапорного компрессора
- 6 - турбина низконапорного компрессора
- 7 - сопло I-го контура
- 8 - тракт и сопло II-го контура
- 9 - вал 6-2
- 10 - вал 5-3
- 11 - корпус двигателя (II-го контура)

Рис. 3. Принципиальная схема простейшего двухвального ТРДД (опоры валов условно не показаны); $G_{вI}$ – расход воздуха через внутренний контур; $G_{вII}$ – через внешний

Прохождение большей части воздуха через внешний контур ТРДД позволяет обеспечивать большую тягу, чем при использовании обычного ТРД, при одинаковом расходе керосина (тяга пропорциональна массовому расходу воздуха).

В отличие от других типов авиационных реактивных АД, ТРДД имеет дополнительную характеристику – степень двухконтурности m . Она определяется соотношением

$$m = G_{вII}/G_{вI},$$

2.8. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель

Из всех АД ПВРД наиболее просты по конструкции. Они эффективны при высоких (сверхзвуковых) скоростях полета ВС. Их рационально использовать в беспилотных гражданских ЛА и перспективных стратосферных самолетах. В ПВРД забор воздуха осуществляется *прямотоком*, без помощи компрессора (рис. 5). Таким образом, отпадает необходимость в турбине.

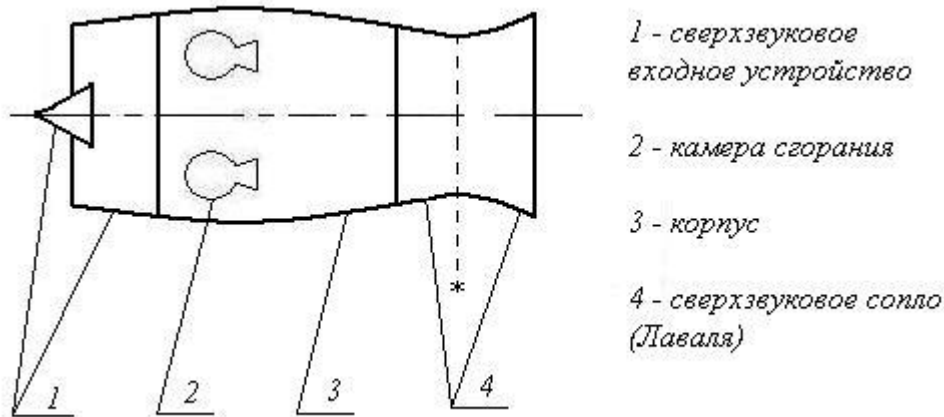


Рис. 5. Принципиальная схема простейшего ПВРД (* – критическое сечение сопла)

Входное устройство 1 обеспечивает не только забор воздуха, но и его сжатие, а также торможение со сверхзвуковой скорости.

Недостаток ПВРД состоит в том, что для запуска они требуют ускорителей (или запускаются уже тогда, когда ВС находится в полете).

Впрочем, использовать ПВРД можно и на тех ЛА, скорость которых не превышает скорости звука. В таких случаях конструкция ПВРД предусматривает ряд изменений, не требуя установки сверхзвуковых входного и выходного устройств. Для обеспечения работы ПВРД на относительно небольших скоростях полета ВС перед камерой сгорания необходимо устанавливать так называемые “клапанные решетки”. Они обеспечивают устойчивую работу двигателя в *пульсирующем* режиме, поэтому дозвуковые ПВРД получили наименование *пульсирующих*.

В процессе полета ВС, оснащенного подобными ПВРД, клапанные решетки периодически закрываются и открываются. Когда воздух в передней части входного устройства сжимается до величины рабочего давления двигателя, клапаны открываются, и очередная порция воздуха поступает в камеру сгорания. После этого клапаны вновь закрываются до того момента, пока давление воздуха опять не повысится до нужной величины. Подобный режим работы ПВРД обеспечивает возможность полета ВС с относительно малой скоростью.

ПВРД, работающими в пульсирующем режиме, оснащались немецкие “самолето-снаряды” ”Фау-1” периода Второй мировой войны.

3. СВЕДЕНИЯ О РАБОЧИХ ПАРАМЕТРАХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

3.1. Распределение параметров потока по длине тракта двигателя

Проведем оценку изменения параметров РТ ВРД (на примере ТРД с форсажной камерой) – температуры T , давления p , скорости w – по длине тракта АД. Подобную оценку (и соответствующие расчеты) можно осуществлять по заторможенным параметрам потока или по статическому значению его термодинамической температуры, а также абсолютной скорости. Используем второй подход, полагая, что ВС находится в полете, причем происходит полное расширение потока РТ.

Анализ диаграмм (рис. 6) показывает, что по тракту ВРД параметры рабочего тела меняются следующим образом.

Температура потока (по сравнению с ОС) немного повышается во входном устройстве, затем почти в два раза возрастает при прохождении воздуха через компрессор. Далее, в камере сгорания, в зоне непосредственного горения керосина, ее значение может достигать порядка 2000 [K]. На входе в турбину температура составляет примерно 1400 [K]. При прохождении РТ через турбину температура падает примерно на треть. Если включена форсажная камера, температура снова растет (до 1800 [K]). Из сопла АД РТ истекает, имея температуру около 700 [K].

Давление потока (по сравнению с ОС) примерно на 30% повышается во входном устройстве АД. Компрессор сжимает воздух, как правило, не менее, чем в 10 раз (иногда до 30 и более – зависит от конкретного двигателя). В камере сгорания давление практически не меняется, падая примерно на 5% (поэтому процесс подвода к РТ теплоты за счет сгорания топлива считают в рассматриваемом случае изобарным, как и аналогичный процесс, протекающий в форсажной камере при ее работе). После прохождения через турбину РТ имеет давление порядка $7 \cdot p_n$ (в семь раз больше, чем ОС). Окончательное расширение РТ осуществляется в сопле, по истечении из которого давление РТ становится равным давлению ОС p_n .

Скорость потока при попадании во входное устройство АД незначительно уменьшается по сравнению со скоростью ВС $w_{ЛА}$ (рассматривается дозвуковой режим полета ЛА). При прохождении воздуха через компрессор его скорость падает примерно в 2,5 раза. В камере сгорания (как и в форсажной) скорость потока РТ практически не меняется. В процессе прохождения РТ через турбину скорость потока увеличивается в 1,5...2 раза, а далее возрастает в сопловом блоке, достигая при истечении значения $w_{ЛА}$.

Необходимо отметить, что при испытаниях ВРД в стендовых условиях давление потока во входном устройстве падает, а скорость – возрастает.

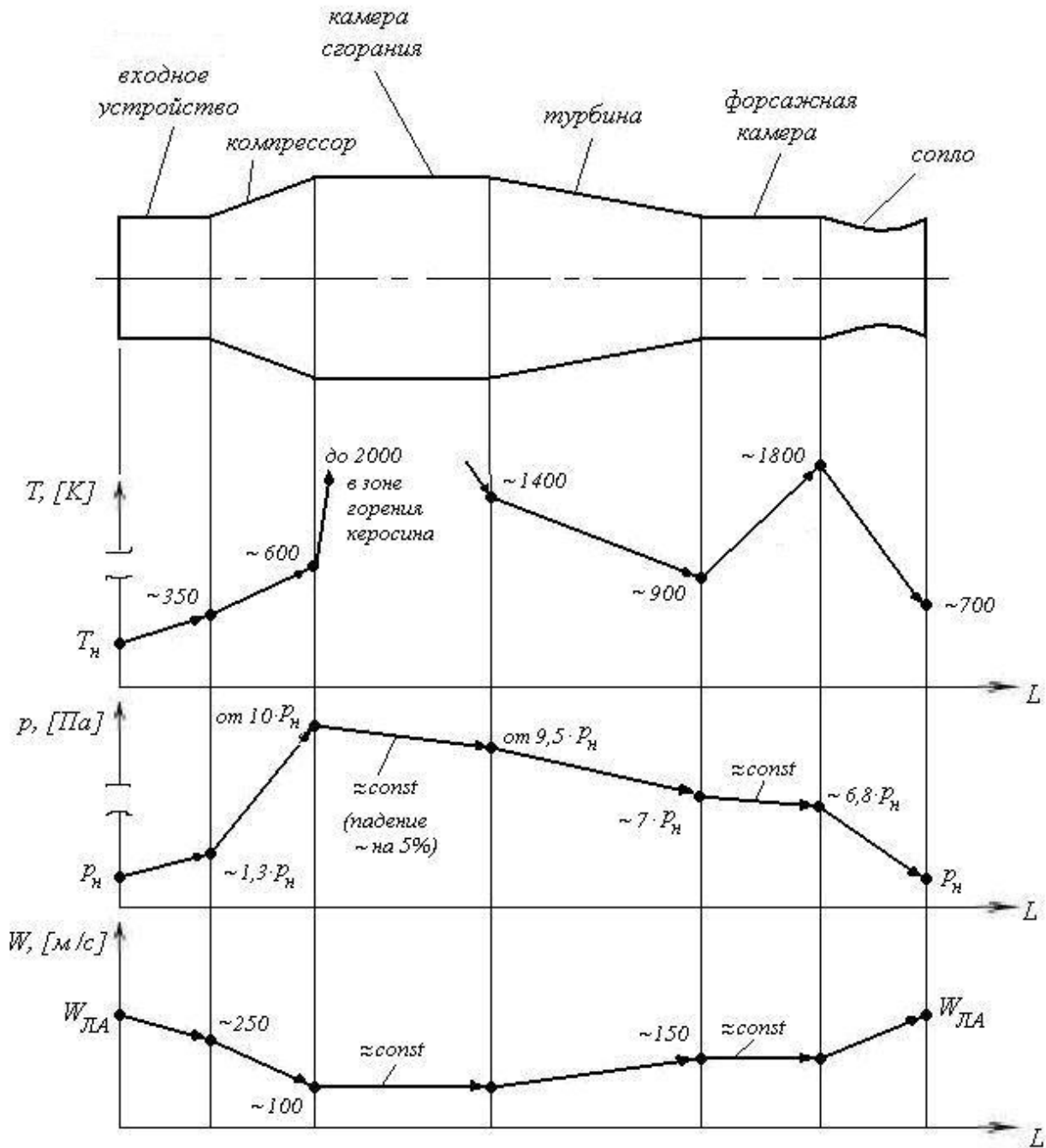


Рис. 6. Типовой тракт ТРДФ и качественный характер изменения параметров РТ по его длине (T_H , p_H – температура и давление ОС, $w_{\text{ЛА}}$ – скорость полета ВС)

3.2. Рабочие характеристики турбореактивного двигателя

Рабочими характеристиками ТРД называют зависимости тяги двигателя и удельного расхода топлива от прочих параметров ВРД. Различают три основных группы таких характеристик:

- дроссельные, т.е. зависимости тяги Р АД и удельного расхода топлива $C_{\text{уд}}$ от числа оборотов ротора (турбины) двигателя n ;

- *скоростные*, т.е. зависимости удельной тяги $P_{уд}$ и удельного расхода топлива $C_{уд}$ от скорости полета ВС $w_{ЛА}$;

- *высотные*, т.е. зависимости P и $C_{уд}$ от высоты полета ЛА h .

Каждая из указанных характеристик строится при условии *постоянства* всех других параметров АД, кроме исследуемого. Рабочие характеристики ТРД используются впоследствии при аэродинамических расчетах, выявлении оптимальных режимов полета ВС и т.д. Построение рабочих характеристик осуществляется на базе экспериментальных данных и расчетных зависимостей, причем основными из последних при этом служат следующие соотношения:

- для тяги P и удельной тяги $P_{уд}$

$$P = G_B \cdot (w_c - w_{ЛА}) \quad \text{и} \quad P_{уд} = P/G_B$$

(по ним судят, как меняется массовый расход воздуха G_B , скорость истечения РТ из сопла w_c , скорость полета ВС $w_{ЛА}$);

- для удельного расхода топлива

$$C_{уд} = G_K/P \quad \text{и} \quad Q = H \cdot G_K,$$

где G_K – расход топлива за час полета ВС, H – теплотворная способность топлива, Q – подведенное к РТ за час полета количество теплоты.

Из последних двух равенств следует, что

$$G_K = Q/H \quad \text{и} \quad C_{уд} = Q/H \cdot P.$$

3.3. Дроссельные характеристики воздушно-реактивного двигателя

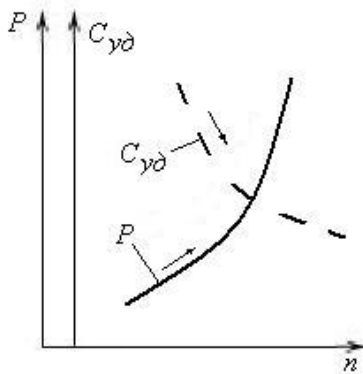


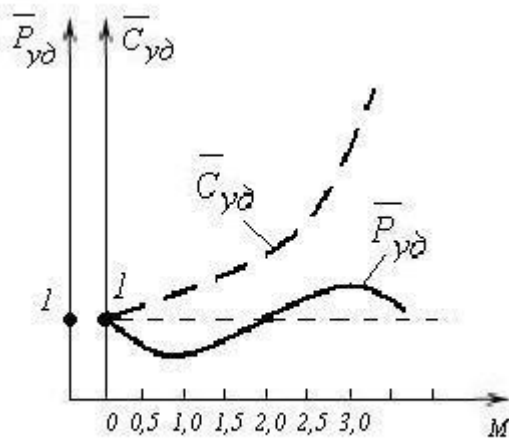
Рис. 7. Типовые дроссельные характеристики ВРД

Типовые дроссельные характеристики ВРД представлены на рис. 7. Следует отметить, что расход воздуха G_B нелинейно зависит от числа оборотов ротора АД n . Таким образом, несмотря на линейный характер зависимости тяги от расхода воздуха, кривые $P(n)$ и $C_{уд}(n)$ имеют нелинейный характер. С ростом числа оборотов турбины n тяга ВРД растет, а удельный расход топлива падает.

3.4. Скоростные характеристики воздушно-реактивного двигателя

Типовые скоростные характеристики ВРД показаны на рис. 8. Графики построены для относительных значений удельной тяги (удельная тяга/удельная тяга на земле) $P_{уд}$ и удельного расхода топлива (удельный расход/удельный расход топлива на земле) $C_{уд}$ в зависимости от скорости полета ВС, выраженной через число Маха M .

С ростом скорости полета ВС удельный расход топлива увеличивается, поскольку возрастает и расход воздуха. Тяга же ведет себя неоднозначно (по мере роста скорости полета вначале падает, затем увеличивается, а после снова уменьшается). Это связано с тем, что

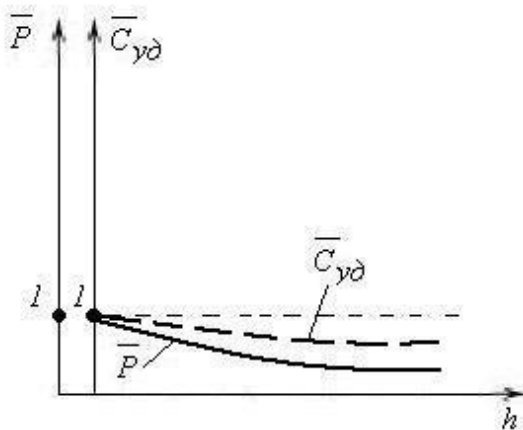


удельная тяга зависит как от расхода воздуха через двигатель G_B , так и от разности скоростей ($w_c - w_{\text{ЛА}}$). Превалирование одного из указанных факторов над другим при конкретной скорости полета $w_{\text{ЛА}}$ и определяет значение $P_{y\partial}$. При этом нужно принимать во внимание, что по мере роста скорости полета ВС $w_{\text{ЛА}}$ в реальных условиях скорость набегания потока воздуха на ВРД увеличивается стремительнее, чем скорость истечения потока РТ из сопла w_c .

Рис. 8. Типовые скоростные характеристики ВРД

3.5. Высотные характеристики воздушно-реактивного двигателя

Типовые высотные характеристики ВРД представлены на рис. 9.



Графики построены для относительных значений тяги (тяга/тяга на земле) P и удельного расхода топлива $C_{y\partial}$ (см. предыдущий параграф). За единицу по обеим осям координат приняты так называемые “земные параметры” АД. Расход воздуха G_B зависит от плотности атмосферы ρ , которая уменьшается по мере роста высоты полета ВС h . Тяга ВРД пропорциональна G_B , значит, с ростом высоты она уменьшается, если считать, что разность ($w_c - w_{\text{ЛА}}$) постоянна.

Рис. 9. Типичные высотные характеристики ВРД

Однако, с ростом высоты полета увеличивается удельная тяга ВРД, обратно пропорциональная G_B , что объясняет уменьшение удельного расхода топлива (см. рис. 9), в свою очередь обратно пропорционального удельной тяге.

4. ОСНОВНЫЕ АГРЕГАТЫ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

4.1. Общие сведения о конструкции газотурбинного двигателя

Основными агрегатами любого ГТД служат *входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина и выходное устройство*.

В зависимости от типов применяемых в ГТД компрессоров и турбин различают четыре компоновочные схемы двигателя. Наиболее широко распространенная имеет *турбокомпрессор* типа “осевой компрессор-осевая турбина”. Иногда используются турбокомпрессоры, состоящие из центробежного компрессора и осевой турбины. Так же применяют компоновочные схемы, включающие осецентробежный компрессор и осевую турбину, центробежный компрессор и центростремительную турбину. Последние три схемы чаще всего используются в маломощных ГТД небольших габаритов – вспомогательных силовых установках (ВСУ) ВС и ТВАД.

4.2. Дозвуковые входные устройства

Современные гражданские ВС (средне- и дальнемагистральные) оснащаются чаще всего различными модификациями ТРД, имеющих *дозвуковые входные устройства*. Эти устройства (ВхУ) предназначены для забора воздуха из атмосферы и предварительного его сжатия. Обычно основное торможение потока осуществляется до входа воздуха непосредственно в канал ВхУ.

Чтобы исключить опасность обледенения (например, при полете с большой скоростью во влажной атмосфере), ВхУ может иметь антиобледенительную систему. Для обогрева ВхУ используется горячий воздух, отбираемый после компрессора. На ВхУ предусматриваются так же системы защиты двигателя от попадания в его тракт различных посторонних предметов. С этой целью применяют стационарные (или снимаемые) решетки.

Конструктивная схема дозвукового ВхУ представлена на рис. 10. Такие ВхУ используются на ВС, скорость полета которых не превышает 1,2·М. Подобное ВхУ состоит из корпуса 1, а также внешнего 2 и внутреннего 3 обтекателей. Для торможения набегающего потока канал ВхУ выполняется в форме *диффузора*. При околозвуковых скоростях полета ВС торможение происходит с образованием так называемого “прямого скачка уплотнения воздуха”, на котором параметры потока достаточно резко изменяются.

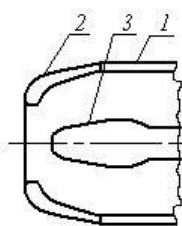


Рис. 10. Схема дозвукового ВхУ

Работа ВхУ должна быть согласованна с работой

компрессора, в частности, по условию одинакового расхода протекающего через них воздуха. На отдельных режимах полета ВС это условие может быть нарушено, например, в сторону, когда количество воздуха, забираемого ВхУ, превышает количество воздуха, протекающего через компрессор. В таких случаях во ВхУ накапливается излишний воздух, создаются предпосылки для срыва потока воздуха, поступающего в двигатель, движение потока приобретает неорганизованный характер, и во ВхУ возникает так называемый “помпаж”, который нарушает режим работы АД и может привести даже к разрушению элементов ВхУ. Чтобы избежать подобного явления, иногда применяют *регулируемые* ВхУ, оснащенные, например, передвигаемым внутренним обтекателем – с его помощью регулируется площадь проходного сечения ВхУ, что позволяет установить равенство расходов воздуха через ВхУ и компрессор.

Необходимо отметить, что в зависимости от схемы расположения АД на ВС конструктивно ВхУ может являться как частью двигателя, так и самого ЛА.

4.3. Компрессоры газотурбинных двигателей

Компрессор (воздушный насос) представляет собой техническое устройство, обеспечивающее *напорную* подачу воздуха в тракт ГТД (в частности в камеру сгорания). При этом механическая энергия вращения ротора компрессора преобразуется в потенциальную энергию давления подаваемого воздуха.

В маршевых ГТД используются компрессоры двух типов – *осевые* (в основном) и *центробежные* (редко). Как правило, все компрессоры ГТД являются *многоступенчатыми*.

Ступень осевого компрессора состоит из подвижного колеса с установленными на нем *лопатками* и неподвижного кольцеобразного ряда направляющих лопаток. Совокупность всех вращающихся элементов компрессора называют *ротором*, а неподвижных – *статором*.

Основными агрегатами осевого компрессора служат корпус, статор и ротор. Осевой компрессор ГТД может иметь от 5 до 14 и более ступеней. Первый авиационный ГТД, выпускавшийся крупной серией, АД jumo-004, имел (в зависимости от модификации) 8...11-ступенчатый осевой компрессор, каждая ступень которого оснащалась сорока рабочими лопатками; общий коэффициент повышения давления составлял 2,8...3,1. Компрессор приводился от 1...2-ступенчатой турбины, а ресурс двигателя равнялся всего 25...100 летным часам.

Ступень компрессора характеризуется коэффициентом повышения давления π_k , равным отношению давлений потока воздуха на выходе из ступени и входе в нее

$$\pi_k = p_{\text{вых}}/p_{\text{вх}}.$$

Для осевого компрессора значение π_k составляет $1,1 \dots 1,6$.

Перед компрессором может устанавливаться неподвижный *направляющий аппарат* (кольцевой ряд лопаток), обеспечивающий предварительную закрутку потока воздуха перед его подачей в первую ступень компрессора. Такой аппарат устанавливается в первой секции корпуса компрессора; во второй и третьей размещаются ступени компрессора.

Конструктивно роторы осевых компрессоров исполняют трех типов (рис. 11). Ротор барабанного типа наиболее прост по конструкции, но наименее прочен, допуская линейные скорости вращения до 180 [м/с] . Ротор дискового типа может использоваться при вдвое больших скоростях (необходимо отметить, что число оборотов ротора ГТД n достигает $20 \dots 25 \text{ тысяч [об/мин]}$).

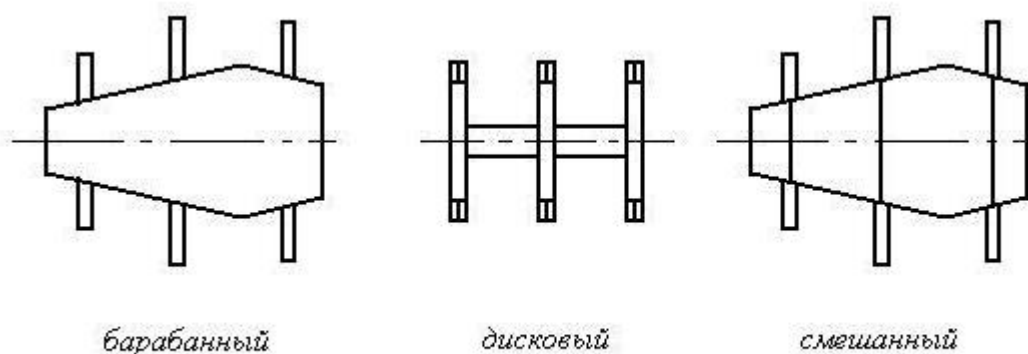


Рис. 11. Конструктивные схемы роторов осевых компрессоров

Центробежный компрессор конструктивно проще, чем осевой, и состоит из корпуса и центробежного колеса (закрытого или полузакрытого типа). Значение π_k для такого компрессора равно $3 \dots 8$, т.е. каждая его ступень является фактически *высоконапорной*. Однако компоновка многоступенчатого центробежного компрессора весьма сложна, а по весовой эффективности он уступает осевому. Поэтому центробежные компрессоры целесообразно использовать в малогабаритных ГТД небольшой мощности или в качестве последней ступени осевых компрессоров.

4.4. Камеры сгорания газотурбинных двигателей

Камера сгорания (КС) предназначена для подвода тепловой энергии к РТ ГТД (воздуху) за счет химической реакции сгорания керосина в кислороде, в результате чего запас энергии РТ значительно повышается (основным параметром этой энергии служит энтальпия РТ).

В современных ГТД используются три типа КС: *кольцевая, трубчатая и комбинированная* (трубчато-кольцевая).

Необходимо отметить, что иногда ТРД, помимо основной КС, оснащается еще и дополнительной – *форсажной камерой*. Первая устанавливается *до* турбины, вторая – *после*.

Принципиальная схема кольцевой КС показана на рис. 12.



Рис. 12. Принципиальная схема кольцевой КС

Пройдя через компрессор, уплотненный воздух подается во внутренний объем КС, где разделяется на два потока. Примерно 30% воздуха поступает в жаровую трубу 2 в области ее диффузора (начальной части), причем скорость потока падает до ~ 30 [м/с]. В эту же область с помощью системы форсунок 3 подается керосин, при сжигании которого температура поднимается до 2000 [K]. Разогретое РТ в области 4 перемешивается с остальным воздухом, поступающим в корпус КС 1, причем температура потока падает до 1200...1400 [K], что обеспечивает надежную работу турбины.

Достоинство кольцевой КС – относительная простота конструкции и сравнительно малая масса. Основной недостаток такой КС состоит в трудности ее испытаний в стендовых условиях, т. к. работа кольцевой КС на земле требует наличия мощных вспомогательных систем подачи воздуха.

В настоящее время кольцевые КС чаще применяются в малых АД с относительно небольшими расходами РТ.

Принципиальная схема трубчатой КС представлена на рис. 13.

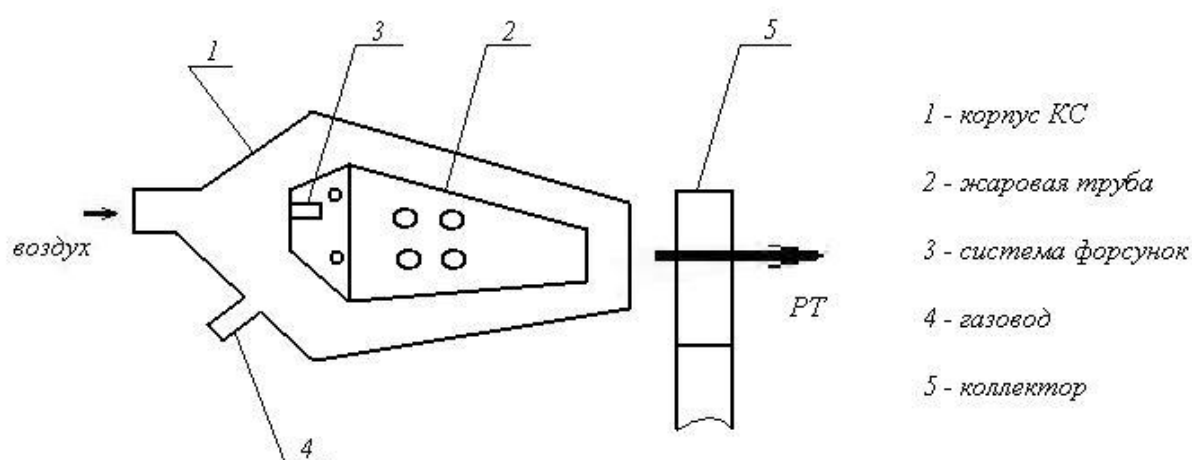


Рис. 13. Схема трубчатой (индивидуальной) КС

Необходимо подчеркнуть, что, как правило, АД имеет не одну трубчатую КС, а совокупность таких автономно работающих камер, расположенных по отношению к оси тракта двигателя по так называемому “револьверному” принципу.

Входная часть корпуса трубчатой КС 1 является диффузором, а выходная служит смесителем. Роль жаровой трубы 2 и системы форсунок 3 – такая же, как у кольцевой КС. Газоводы 4, соединяющие внутренние области отдельных трубчатых КС, предназначены для уравнивания параметров РТ внутри камер. Оснащение АД несколькими трубчатыми КС (обычно их количество составляет 6...14 штук) требует установки после них коллектора 5, собирающего воедино поток РТ для выравнивания его параметров перед турбиной.

Принцип работы трубчатой КС идентичен принципу работы кольцевой. Особенностью трубчатой КС служит распределение процесса сгорания керосина по зонам, количество которых равно числу отдельных КС.

К достоинству трубчатых КС можно отнести обеспечение лучшей, чем у кольцевых КС, организации рабочего процесса вследствие малости объемов отдельных камер, что и обуславливает стабильность их работы. Кроме того, малогабаритная трубчатая КС удобна при испытаниях в стендовых условиях, не требуя на земле мощных систем наддува.

Основным недостатком трубчатых КС является большое количество конструктивных элементов, что приводит к росту массы КС. Поэтому в современных ГТД чаще всего используются *комбинированные* КС. Такие камеры имеют общий корпус, в котором по “револьверному” принципу установлены отдельные жаровые трубы.

Следует отметить, что наиболее ответственные части КС, подвергающиеся воздействию высоких температур, изготавливаются из никелевых сплавов и жаропрочных хромоникелевых сталей.

4.5. Турбины авиационных двигателей

Турбина представляет собой лопаточный агрегат, преобразующий энтальпию РТ в механическую энергию вращения ротора двигателя. В АД турбины служат приводом компрессоров, агрегатов ЛА (например, масляных насосов), а в ТВД и ТВАД – еще и воздушных винтов.

Турбины, как правило, являются *многоступенчатыми*. В каждой из ступеней процесс преобразования энтальпии РТ в полезную работу происходит в две стадии. Сначала энтальпия переходит в кинетическую энергию потока в неподвижном сопловом аппарате, а затем – в энергию вращения ротора на рабочем колесе турбины.

В АД в основном применяются *осевые* турбины, имеющие относительно небольшие диаметры и массу. Крайне редко используются радиальные турбины двух разновидностей: центробежные и центростремительные

(последние – в случае подачи РТ противотоком). По сравнению с осевыми, радиальные турбины развивают на одной ступени большую мощность, но имеют значительные габариты и вес. В настоящее время радиальные турбины используются в качестве приводов ВСУ.

Принципиально каждая турбина состоит из *ротора* (вращающиеся элементы конструкции) и *статора* (неподвижные). Основными элементами ротора служат рабочие колеса (диски с установленными на них лопатками), валы и подвижные части опорных устройств (подшипников). Статоры образованы корпусами, сопловыми аппаратами и опорами валов.

В настоящее время применяются АД как с однороторными (одновальными) турбинами (см. рис. 1, 2), так и с двухроторными (двухвальными) (см. рис. 3), и даже трехроторными. В последних двух случаях высоко- и низконапорные ступени турбин механически не связаны между собой. Связь между ними осуществляется лишь потоком РТ, проходящего через тракт двигателя.

Как уже отмечалось, каждая ступень турбины состоит из неподвижного соплового аппарата и расположенного следом за ним рабочего колеса. Опыт эксплуатации показывает, что применение одной ступени турбины оптимально для достижения $\pi_k \approx 3$ на компрессоре. Если компрессор имеет суммарный π_k приблизительно 15, его эффективная работа обеспечивается при количестве ступеней турбины порядка $\approx 5 \dots 6$.

Сопловой аппарат каждой ступени представляет собой кольцевой ряд смонтированных на корпусе турбины неподвижных лопаток. Они профилированы таким образом, чтобы подать поток РТ на колесо турбины под наиболее выгодным углом для достижения наивысшего значения ее КПД.

Важнейшим конструктивным элементом ротора является лопатка рабочего колеса. Она подвергается воздействию высоких температур и нагружена растягивающими, изгибающими и скручивающими усилиями. Создание и отработка лопаток роторов турбин – основная проблема при проектировании новых ГТД.

Структурно лопатка рабочего колеса состоит из хвостовика (узел крепления к диску) и пера сложного профиля. Форма канала между соседними лопатками должна обеспечивать процесс преобразования энтальпии РТ в энергию вращения ротора турбины.

В конструкции ряда АД предусмотрено охлаждение лопаток рабочих колес турбины. В основном используется прямоточное охлаждение воздухом, отбираемым из компрессора.

Следует отметить, что корпуса турбин изготавливают из сталей или алюминиевых сплавов, валы – из высокопрочных сталей, диски и лопатки роторов – из высокопрочных сталей, а также из никелевых или хромоникелевых сплавов.

4.6. Дозвуковые выходные устройства

Выходное устройство (ВУ) ТРД обеспечивает преобразование энтальпии РТ, прошедшего через турбину, в кинетическую энергию реактивной струи, а также служит для выброса РТ в атмосферу. Кроме того, ВУ предназначено для обеспечения реверса тяги и шумогашения (рис. 14).

Выхлопная труба 1 состоит из кожуха, обычно имеющего теплоизоляцию, и внутреннего конуса – обтекателя. Тракт выхлопной трубы в продольном сечении имеет форму кругового конуса, которая обеспечивает плавный перевод кольцевого потока РТ, выходящего из турбины, в равномерный цилиндрический поток, что позволяет снизить потери энергии потока. Нужно отметить, что ВУ ТВД – наиболее простое по конструкции. Оно состоит только из выхлопной трубы.

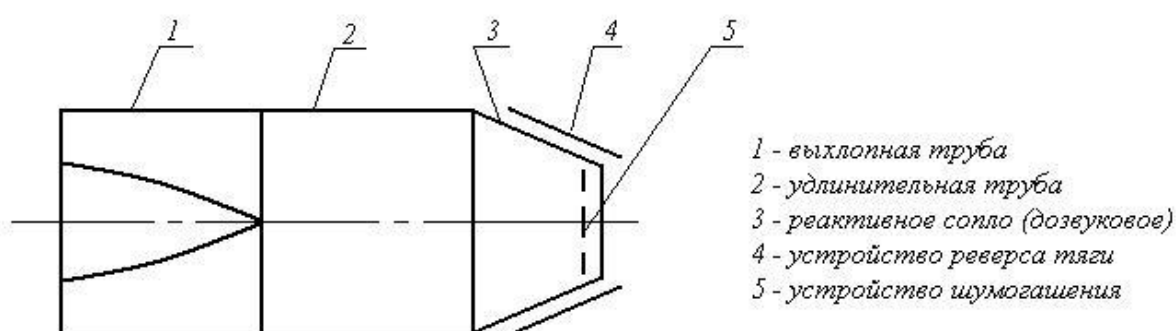


Рис. 14. Принципиальная схема выхлопного устройства с нерегулируемым соплом

Удлинительная труба 2 является монтажным элементом и ставится на АД только с целью организации оптимального взаимодействия потока РТ с конструкцией планера ВС.

Реактивное сопло 3 служит для ускорения потока РТ, истекающего из АД в атмосферу.

Устройство реверса тяги 4 может располагаться как до сопла, так и на выходе из него. На некоторых небольших маршевых ТРДД оно отсутствует. *Реверсом тяги* называют изменение направления вектора тяги в сторону, противоположную его основному направлению. Реверс тяги применяется для более интенсивного торможения ВС при посадке с целью сократить длину пробега (и взлетно-посадочной полосы). Эффективным считается устройство реверса, создающее обратную тягу порядка 50% от основной. Принципиально схема устройства реверса тяги такова. Оно включает заслонки, под которыми располагаются специальные проходные сечения (щели). Когда устройство задействовано, заслонки перекрывают тракт двигателя, одновременно открывая проходные сечения. РТ при этом начинает истекать в другую сторону, создавая тормозящую тягу (как правило, вектор тяги разворачивается относительно обычного направления на угол $\sim 120^\circ$).

В качестве устройства шумогашения 5 могут использоваться различные по конструкции решетки. Основной шум при работе реактивных АД создается истекающей струей РТ при ее взаимодействии с атмосферой. *Обязательным* для гражданских ВС является требование, что уровень шума при работе их двигателей не должен превышать 100...110 [дБ] *на взлете (или при посадке)*. Добиться снижения шума можно, если уменьшить скорость истечения РТ, что, естественно, противоречит концепции безопасности полетов. Таким образом, шумогашение является достаточно сложной технической проблемой.

Нужно заметить, что материалами элементов ВУ служат, как правило, хромоникелевые стали (иногда с добавлением ниобия).

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Болгарский А.В. и др.* Термодинамика и теплопередача. – М.: Высшая школа, 1975. 495 с.
2. *Жимолохин В.Г.* Конспект лекций по технической термодинамике. – М.: МАТИ, 1986. 160 с.
3. *Жимолохин В.Г.* Конспект лекций по теории авиационных и ракетных двигателей. – М.: МАТИ, 1989. 140 с.
4. *Михеев М.А., Михеева И.М.* Краткий курс теплопередачи. – М.: Госэнергоиздат, 1961. 208 с.
5. *Москаленко Л.В., Стреляев Д.В.* Теплофизика. – М.: МГТУ ГА, 2014. 100 с.
6. *Стреляев Д.В., Москаленко Л.В., Валиев Р.Г.* Основы теплотехники. – М.: МГТУ ГА, 2011. 115 с.
7. *Шулекин В.Т.* Газодинамика и тепломассообмен. Конспект лекций. – М.: МГТУ ГА, 2002. 112 с.
8. *Шулекин В.Т.* Теплотехника. Конспект лекций. – М.: МГТУ ГА, 2007. 148 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Понятие об авиационных двигателях.....	3
1.1. Общая характеристика авиационных двигателей.....	3
1.2. Краткая историческая справка развития авиационных двигателей....	3
1.3. Важнейшие параметры реактивных авиационных двигателей.....	5
1.4. Тяговые параметры турбовинтовых двигателей.....	8
1.5. Особенности работы современных авиационных двигателей.....	9
2. Схемы основных типов авиационных двигателей.....	9
2.1. Классификация современных авиационных двигателей.....	9
2.2. Поршневой винтовой двигатель.....	10
2.3. Турбовинтовой двигатель.....	11
2.4. Турбореактивный двигатель.....	12
2.5. Турбореактивный двигатель с форсажной камерой.....	13
2.6. Турбореактивный двухконтурный двигатель.....	13

2.7. Турбовальный двигатель.....	15
2.8. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель.....	16
3. Сведения о рабочих параметрах воздушно-реактивных двигателей.....	17
3.1. Распределение параметров потока по длине тракта двигателя.....	17
3.2. Рабочие характеристики турбореактивного двигателя.....	18
3.3. Дроссельные характеристики воздушно-реактивного двигателя.....	19
3.4. Скоростные характеристики воздушно-реактивного двигателя.....	19
3.5. Высотные характеристики воздушно-реактивного двигателя.....	20
4. Основные агрегаты газотурбинных двигателей.....	21
4.1. Общие сведения о конструкции газотурбинного двигателя.....	21
4.2. Дозвуковые входные устройства.....	21
4.3. Компрессоры газотурбинных двигателей.....	22
4.4. Камеры сгорания газотурбинных двигателей.....	23
4.5. Турбины авиационных двигателей.....	25
4.6. Дозвуковые выходные устройства.....	27
Библиографический список.....	28
Содержание.....	28
Приложение.....	30

ПРИЛОЖЕНИЕ

Тимонин А.Л.

**ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕКОТОРЫХ
СЕРИЙНЫХ ВС РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ И СВЕДЕНИЯ ОБ ИХ
СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ**



По-2 (У-2)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2
Длина, м	8,17
Размах крыла, м	10,65/11,4
Площадь крыла, м ²	33,15
Высота, м	3,1
Масса пустого/макс. взлетная, кг	635/до 1400
Максимальная скорость, км/ч	130...150
Практическая дальность, км	430
Практический потолок, м	3800
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-11; 100

По настоящему уникальный самолет конструкции Н.Н. Поликарпова. При отключении силовой установки и брошенном управлении мог совершить посадку на небольшую неподготовленную площадку. Использовался как гражданский (учебно-тренировочный, почтовый, санитарный и т.д.), а также как легкий ночной бомбардировщик. Строился самой крупной в мире серией (более 30 тыс. машин) на протяжении около 25 лет.



Р-5

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2
Длина, м	10,56
Размах крыла, м	12/15,5
Площадь крыла, м ²	50,2
Высота, м	37,5
Масса пустого/макс. взлетная, кг	1969/3800
Максимальная скорость, км/ч	244
Практическая дальность, км	800...1000
Практический потолок, м	6400
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-17; 500...680

Созданный как самолет разведчик, применялся в гражданской авиации в качестве пассажирского и легкого транспортного самолета. Интересен тем, что именно на него планировалось установить отечественный цельноалюминиевый дизельный двигатель В-2, созданный по инициативе Героя Советского Союза (ГСС), известного пилота М. В. Водопьянова.



Junkers Ju 52

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2...3
Кол-во пассажиров	18
Длина, м	18,90
Размах крыла, м	29,3
Площадь крыла, м ²	110,50
Высота, м	5,55
Масса пустого/макс. взлетная масса, кг	6500/11000
Макс. скорость на высоте, км/ч	285
Крейсерская скорость, км/ч	250
Дальность полета, км	1300
Практический потолок, м	5900
Тип двигателя; мощность, л. с.	3×BMW 132T; 830

Один из наиболее широко распространенных грузопассажирских самолетов 1930-х гг., простой в пилотировании и при эксплуатации. Интересно отметить, что в годы Второй мировой войны Ю-52, оснащенный специально индукционной катушкой, применялся как минный тральщик для обезвреживания донных магнитных мин.



Douglas DC-3

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2...3
Кол-во пассажиров	21...28
Длина, м	19,57
Размах крыла, м	28,96
Площадь крыла, м ²	91,69
Высота хвоста, м	5,16
Макс. взлетный вес, кг	13190
Макс. скорость, км/ч	369
Крейсерская скорость, км/ч	293
Дальность полета, км	2414
Высота полета, м	7071
Тип двигателя	Wright R-1820 Cyclone 9

Один из немногих удачных с точки зрения надежности и безопасной эксплуатации американских коммерческих самолетов. Строился по лицензии в нескольких странах (в том числе, в СССР). До сих пор эксплуатируется в ряде развивающихся государств.



Ли-2

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Кол-во пассажиров	14...21
Длина, м	19,66
Размах крыла, м	29,98
Площадь крыла, м ²	91,7
Высота хвоста, м	5,16
Взлетный/ макс. вес, кг	7700/10500
Макс. скорость, км/ч	320
Крейсерская скорость, км/ч	290
Дальность полета, км	2560
Высота полета, м	7350
Тип двигателя; мощность, л. с.	2×М-62ИР, 1000

Отечественная лицензионная версия американского грузопассажирского самолета Douglas DC-3. ЛТХ свидетельствуют, что копия оказалась хуже оригинала. Интересно отметить, что при лицензионном производстве наибольшую трудность представлял перевод американских дюймовых мер в метрические. Тем не менее, является наиболее массовым советским гражданским ВС. В годы Второй мировой войны использовался как десантный самолет и ночной бомбардировщик.



И-16 (ранних серий выпуска)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	5,9
Размах крыла, м	9,0
Площадь крыла, м	14,54
Высота, м	2,25
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	1315/1715
Максимальная скорость на высоте, км/ч	360/346 на высоте 2000 м
Практическая дальность, км	680
Практический потолок, м	7440
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-22; 600

Один из отечественных истребителей, выпускавшийся очень крупной серией в различных типах и модификациях. Первый серийный истребитель в мире, оборудованный убирающимся шасси (система тросовая; для уборки-выпуска шасси пилоту приходилось 43 раза вращать ручной штурвал – “крутить шарманку” – в строго определенном направлении). Самолет отличался уникальной горизонтальной маневренностью, но не прощал ошибок при пилотировании и свои преимущества раскрывал только в руках опытных летчиков.

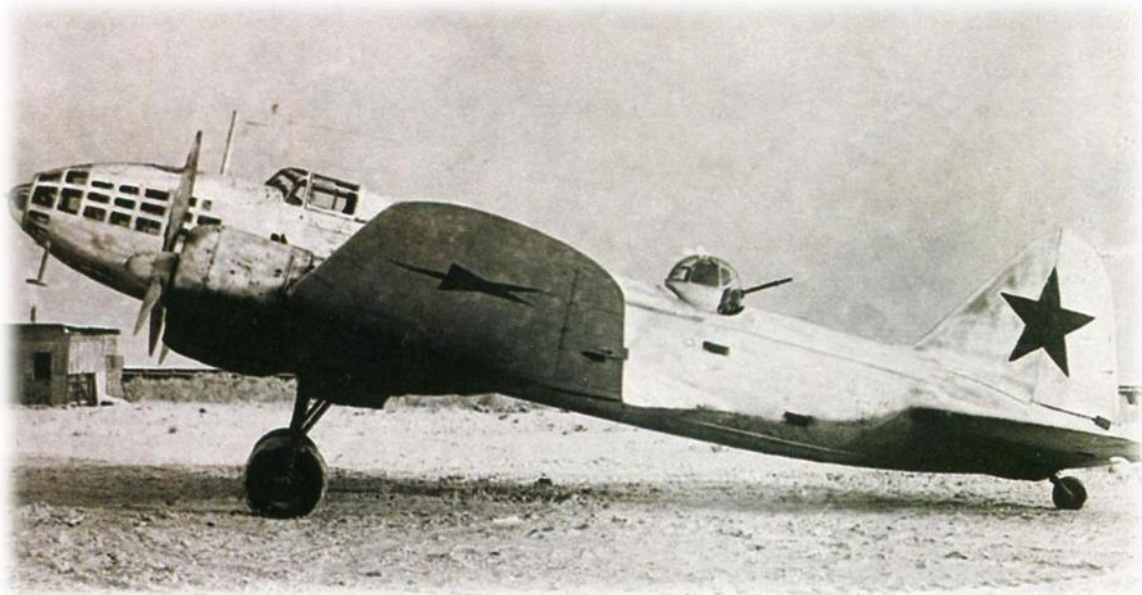


Messerschmitt Bf.109 (ранних серий выпуска)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,55
Размах крыла, м	9,85
Площадь крыла, м ²	16,40
Высота, м	2,45
Масса пустого/взлетная, кг	1500/2150
Макс. скорость, км/ч	406/463 на высоте 2000 м
Практическая дальность, км	690
Высота полета, м	8200
Тип двигателя; мощность, л. с.	Junkers Jumo 210 Da/ Daimler Benz DB; 680

Самый массовый немецкий истребитель 1930-1940 гг. Bf 109 имел цельнометаллическую конструкцию. Выпускался различных модификаций и типов. Из них, по мнению экспертов, типы F и G являются лучшими самолетами в своем классе по совокупности ЛТХ (на Bf 109F летал самый результативный ас Второй мировой войны Эрих Хартманн – 352 заявленные победы). Интересно, что этот истребитель создан на базе легкомоторного туристического самолета Bf 108, от которого в качестве “детской болезни” унаследовал узкую колею шасси. Благодаря передней кромки крыла с небольшой стреловидностью при отвесном пикировании достигал скорости звука. Последние Bf.109 эксплуатировались ВВС Израиля в 1950-е гг.



Ил-4 (ДБ-3ф)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Длина, м	14,8
Размах крыла, м	21,44
Площадь крыла, м ²	66,7
Высота, м	4,1
Масса пустого/макс. взлетная, кг	5500/10000
Максимальная скорость, км/ч	344/445 на высоте 6000м
Практическая дальность, км	3500...4000
Практический потолок, м	9400
Тип двигателя; мощность, л. с.	2×М-88Б; 1100

Самолет можно считать первым отечественным прообразом стратегического бомбардировщика. Именно ДБ-3ф под командованием ГСС Е. Н. Преображенского в августе 1941 г. совершали результативные налеты на Берлин с острова Эзель. Использовался также как транспортный самолет и торпедоносец.



Ил-2

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2
Длина, м	11,6
Размах крыла, м	14,6
Площадь крыла, м ²	38,5
Высота, м	4,2
Масса пустого/макс. взлетная, кг	4360/6360
Максимальная скорость, км/ч	420
Практическая дальность, км	720
Практический потолок, м	5500
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-38Ф; 1750

Один из самых массовых самолетов в истории отечественной авиации; фронтовой штурмовик, часто называемый “летающим танком”. Интересно отметить, что впервые в мировой практике на Ил-2 бронекорпус, защищавший пилота и двигатель, был внедрен непосредственно в силовую конструкцию планера. Некоторые летчики, воевавшие на Ил-2, практически выполнили по количеству сбитых самолетов противника “истребительную норму” ГСС.



Пе-2

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	3 человека (пилот, штурман, стрелок-радист)
Длина, м	12,78
Размах крыла, м	17,11
Площадь крыла, м ²	40,5
Высота, м	3,925
Масса пустого/макс. взлетная, кг	5800/8520
Максимальная скорость, км/ч	452/540 на высоте 5100 м
Практическая дальность, км	1200
Практический потолок, м	8800
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-105Р мощностью 1100

Проектировался как многоместный истребитель. Был перепрофилирован в пикирующий бомбардировщик. Как часто бывает в подобных случаях, в результате получилось нечто среднее. Интересно, что для серийных Пе-2 предельно допустимый угол пикирования составлял порядка 30 градусов.



Як-1

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,48
Размах крыла, м	10,00
Площадь крыла, м	17,15
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	2347/2840
Максимальная скорость на высоте, км/ч	580
Практическая дальность, км	650
Практический потолок, м	10000
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-105П; 1150.

Родоначальник самого массового семейства советских истребителей Великой Отечественной войны (Як-1, Як-7, Як-9, Як-3). Отличался превосходной маневренностью и простотой в пилотировании. Як-1 буквально “ходил за газом”. Интересно отметить, что для достижения приемистости в конструкцию Як-1 были заложены минимальные запасы прочности. Из-за этого силовые элементы многих серийных самолетов при выходе из пикирования получали деформации, исключавшие дальнейшую эксплуатацию самолетов.

**МиГ-3**

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,25
Размах крыла, м	10,3
Площадь крыла, м ²	17,44
Высота, м	3,325
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	2699/3350
Максимальная скорость, км/ч	у земли: 500/640 на высоте 7000 м
Практическая дальность, км	820...857 км на 7860 м
Практический потолок, м	12000
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-35; 1350

Проектировался как высотный перехватчик. Однако мотор М-35, считавшийся высотным, не оправдал полностью возложенных на него надежд. Кроме того, этот двигатель давал сильный уводящий момент по направлению вращения винта (вправо), который пилоту постоянно приходилось компенсировать за счет рулей. Из-за этой особенности МиГ-3 при вынужденной посадке погиб (ночью, в плохих метеоусловиях) ГСС В.В. Талалихин. На МиГ-3 могли летать только очень хорошо подготовленные пилоты.



ЛаГГ-3

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,81
Размах крыла, м	9,80
Площадь крыла, м ²	17,51
Высота, м	4,40
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	2680/3346
Максимальная скорость, км/ч	474/600 (опытные машины)
Практическая дальность, км	610...1000
Практический потолок, м	9500...10000
Тип двигателя; мощность, л. с.	М-105П; 1150

Самолет отличается совершенной аэродинамикой. Проектировался под мотор М-107, более мощный, чем М-105, а силовые конструкции машины планировалось изготавливать из дельта-древеси́ны (шпон из канадской лиственницы, пропитанный бакелитовым лаком) – импортного негорючего материала, обладающего ярко выраженной анизотропией свойств (удельная прочность дельта-древеси́ны в направлении волокон значительно выше, чем у легких сплавов). Однако М-107 вовремя не был создан, а США отказали СССР в поставках дельта-древеси́ны. Отечественный материал-аналог обладал худшими прочностными свойствами. Планер получился перетяжеленным. Мощности мотора М-105 не хватало. Энерговооруженность серийных машин понизилась, а их скорость упала на 25%. Среди пилотов ЛаГГ-3 получил прозвище “лакированный авиационный гарантированный гроб”.



Ла-5

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1, мод. Ла-5УТИ: 1...2
Длина, м	8,71
Размах крыла, м	9,578
Площадь крыла, м	17,37
Высота, м	2,54
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	2740/3230
Максимальная скорость, км/ч	509/613 на высоте 6250 м
Практическая дальность, км	1190
Практический потолок, м	9500
Тип двигателя	М-82

Резервы, заложенные в конструкцию ЛаГГ-3, а также замена мотора М-105 на более мощный мотор воздушного охлаждения на М-82, позволили превратить “золушку в принцессу” – Ла-5. Самолет обладал единственным недостатком – повышенной температурой воздуха в кабине. В дальнейшем самолет выпускался двух модификаций: Ла-5Ф (с форсированным двигателем) и Ла-5ФН (с системой непосредственного впрыска горючего в цилиндры).



Ла-7

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,60
Размах крыла, м	9,80
Площадь крыла, м ²	17,59
Высота, м	2,54
Масса пустого/макс. взлетная, кг	2605/3400
Макс. скорость, км/ч	597/670
Дальность полета, км	635
Практический потолок, м	10750
Тип двигателя	М-82ФН/АШ-83/АШ-71

Дальнейшая модернизация Ла-5ФН за счет повышения герметизации фюзеляжа. По мнению ряда экспертов, Ла-7 – лучший советский поршневой истребитель. На Ла-7 летал трижды ГСС И.Н. Кожедуб (по различным данным от 62 до 64 подтвержденных воздушных побед).



Focke-Wulf Fw 190 Würger

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	8,80
Размах крыла, м	10,50
Площадь крыла, м	17,70
Высота, м	3,95
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	3060/4865
Максимальная скорость на высоте, км/ч	615/4800 669 (на форсаже) 750 (в пикировании)
Практическая дальность, км	1370
Практический потолок, м	10360
Тип двигателя	BMW 801E-1

Германский многоцелевой военный самолет времен Второй мировой войны, интересный тем, что на нем впервые в мировой практике была внедрена система полного автоматического управления двигателем (винтомоторной группой) – центральный пост управления Commandogerat.



Messerschmitt Me.262

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	1
Длина, м	10,60
Размах крыла, м	12,50
Площадь крыла, м	21,80
Высота, м	3,80
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	3800/6400
Максимальная скорость на высоте, км/ч	950...1000
Практическая дальность, км	1040
Практический потолок, м	11000
Тип двигателя; тяга, кг	2×ТРД Junkers Jumo 004; 850...1100

Первый в мире турбореактивный истребитель, выпускавшийся крупной серией (более 1000 машин). Ресурс силовой установки составлял всего 25...100 часов. На базе Me.262 в Чехословакии был создан учебно-тренировочный самолет.



Ил-12

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4...5
Кол-во пассажиров	21...27
Длина, м	21,31
Размах крыла, м	31,7
Площадь крыла, м ²	103
Высота, м	7,8
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	11000/17250
Максимальная скорость, км/ч	на высоте 2000 м: 407 км/ч у земли: 366 км/ч
Крейсерская скорость, км/ч	300...320
Дальность полета, км	1900
Практический потолок, м	6500
Тип двигателя; мощность, л. с.	2×АШ-82ФН; 1850

В советской гражданской авиации Ил-12 пришел на смену Ли-2. Вопреки распространенному мнению, Ил-12 – чисто отечественная разработка. по сравнению с Ли-2 отличался повышенной комфортностью и лучшими скоростными характеристиками.



Фото В. С. Мерзевича: <http://merzevich.ru>

Ил-14

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	3...4
Кол-во пассажиров	42
Длина, м	22,31
Размах крыла, м	31,7
Площадь крыла, м ²	99,7
Высота хвоста, м	7,9
Масса пустого/нормальная взлетная, кг	12500/17500
Максимальная скорость, км/ч	430
Крейсерская скорость, км/ч	350
Практическая дальность, км	1250
Практический потолок, м	7400 (с кислородным оборудованием)
Тип двигателя; мощность, л. с.	АШ 82Т; 1950

Дальнейшее развитие Ил-12. За счет использования более мощной силовой установки удалось существенно повысить грузоподъемность машины. Как Ил-12, мог эксплуатироваться на грунтовых аэродромах. По состоянию на 2010 г. по крайней мере один Ил-14 входил в состав Президентского авиаотряда.

**Ил-18**

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4...5
Кол-во пассажиров	122
Длина, м	35,90
Размах крыла, м	37,4
Площадь крыла, м ²	140
Высота, м	10,17
Масса нормальная взлетная, кг	59000...67000
Крейсерская скорость, км/ч	650
Практическая дальность, км	6500
Практический потолок, м	12000
Тип двигателя; мощность, л. с.	4×АИ-20; 4250

Первый отечественный среднемагистральный турбовинтовой лайнер. Отличался повышенной надежностью. Мог совершить мягкую посадку при полном отказе силовой установки. Интересно отметить, что лайнер выпускался в двух вариантах – с поршневыми и турбореактивными двигателями.



Ту-114

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	5
Кол-во пассажиров	170...220
Длина, м	47,2
Размах крыла, м	54,0
Площадь крыла, м ²	283,7
Высота, м	15,5
Масса пустого/макс.взлетная, кг	88200/179000
Максимальная скорость, км/ч	880
Крейсерская скорость, км/ч	750...770
Дальность полета, км	9000
Практический потолок, м	12000
Тип двигателя; мощность, л. с.	4×ТВД НК-12МВ; 15000

Первый отечественный дальнемагистральный самолет. Как и Ил-18, отличался повышенной надежностью. До сих пор является самым скоростным гражданским турбовинтовым лайнером. Интересно отметить, что на Ту-114 использовались соосные винты. Был снят с эксплуатации, главным образом, из-за сравнительно большого расхода горючего.



Ан-22 (Антей)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	5...7
Кол-во пассажиров	700
Длина, м	55,5
Размах крыла, м	64,40
Высота, м	12,54
Масса пустого/макс.взлетная, кг	118700/225000
Максимальная скорость, км/ч	740
Крейсерская скорость, км/ч	560
Дальность полета, км	10000
Практический потолок, м	10000
Тип двигатель; мощность, л. с.	4×ТВД НК-12МА; 15000

Уникальный советский транспортный турбовинтовой самолет. Название “Антей” он заслужил за целый ряд мировых рекордов по грузоподъемности и дальности полетов с грузом, некоторые из которых не побиты до сих пор.



Ту-104

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	7
Количество пассажиров	50...115
Длина, м	34,8
Размах крыла, м	32,9
Площадь крыла, м ²	164,65
Высота, м	11,9
Масса пустого/макс.взлетная, кг	41600/76000
Максимальная скорость, км/ч	1015
Крейсерская скорость, км/ч	800...850
Дальность полета, км	2750
Практический потолок, м	11500
Тип двигателя	2×ТРД АМ-3М

Один из первых в мире турбореактивных пассажирских лайнеров, выпускавшихся крупной серией. По настоящее время является рекордсменом скорости для ВС своего класса. Интересно отметить, что силовая установка Ту-104 имела чрезвычайный режим.



De Havilland Comet

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	5
Кол-во пассажиров	44
Длина, м	29,28
Размах крыла, м	35,08
Площадь крыла, м ²	187,39
Высота, м	8,65
Масса пустого/макс.взлетный вес, кг	27200/57879
Макс.скорость, км/ч	788
Крейсерская скорость, км/ч	680
Практическая дальность, км	4060
Практический потолок, м	12200
Тип двигателя	4×ТРД Де Хевилленд Гост 50 Мк 1

Зарубежный современник Ту-104, лайнер с по-настоящему трагической судьбой. Конструкторы “Кометы” не учли при проектировании эффекта концентраций напряжений в областях заклепочных швов и прямоугольных иллюминаторов, того факта, что герметичный фюзеляж в полете подгружен избыточным внутренним давлением, а также обстоятельства, что сплавы, обладающие высокой статической прочностью, могут иметь пониженный предел выносливости и быть чувствительнее к концентрации напряжений. В результате при налете порядка 10...20% от назначенного ресурса было потеряно в катастрофах несколько машин, а перспективные “Кометы” сняты с эксплуатации.



Ту-124

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Количество пассажиров	44...56
Длина, м	30,58
Размах крыла, м	25,55
Площадь крыла, м ²	119
Высота, м	8,08
Масса пустого/макс.взлетная, кг	22500/36500
Максимальная скорость, км/ч	907
Крейсерская скорость, км/ч	800...850
Дальность полета, км	2100
Практический потолок, м	11700
Тип двигателя	2×ТРДД Д-20П;

Самолет выпускался малой серией и являлся дальнейшим развитием Ту-104. В отличие от него, оснащался двухконтурными двигателями. Отличался высокой надежностью. В 1963 г. лайнер совершил вынужденную посадку на Неву в городской черте Ленинграда, причем никто из экипажа и пассажиров не пострадал, как и сам лайнер.



Ту-134

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	3...4
Количество пассажиров	76...80
Длина, м	34,3
Размах крыла, м	29,0
Площадь крыла, м ²	115
Высота, м	9,02
Макс. масса взлетная, кг	44000
Крейсерская скорость, км/ч	850...900
Дальность полета, км	1890...3200
Практический потолок, м	10100...12100
Тип двигателя; тяга, кг	2×Д-30-II; 6800

Один из самых надежных отечественных пассажирских лайнеров. Проектировался с учетом того, чтобы при необходимости мог совершать вынужденную посадку на автотрассы.



Ту-154

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Кол-во пассажиров	152...180; 164...180
Длина, м	47,9
Размах крыла, м	37,55
Площадь крыла, м ²	201,5
Высота, м	11,4
Масса пустого/макс.взлетная, кг	52000; 54000/98000; 100000
Крейсерская скорость, км/ч	900...950
Дальность полета, км	2800; 4700
Практический потолок, м	12100
Тип двигателя; тяга, кг	3×НК-8-2; 9500 3×Д-30КУ-154; 11000

Наиболее массовый советский пассажирский турбореактивный лайнер (серия составила более 900 машин). Обладая коэффициентом надежности 7,54, является самым надежным лайнером в своем классе (для сравнения, коэффициент надежности пассажирских ВС фирмы Боинг не превышает 4,5). Нужно отметить, что, вопреки широко распространенному заблуждению, Ту-154 может выйти из плоского штопора, несмотря на заднюю центровку.



Ту-144

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Кол-во пассажиров	130...150
Длина, м	59,40
Размах крыла, м	27,65
Площадь крыла, м ²	438
Высота, м	12,25
Масса взлетная, кг	180000; 207000
Максимальная скорость, км/ч	2500
Крейсерская скорость, км/ч	2300
Дальность полета, км	6500
Практический потолок, м	20000
Тип двигателя	НК-144/НК-144А/РД-36-51А

Первый в мире сверхзвуковой пассажирский лайнер. Является рекордсменом по скорости и высотности полета среди гражданских ВС. Строился малой серией и эксплуатировался на линии "Москва-Алма-Ата". Самолет опередил свое время и был снят с эксплуатации из экономических соображений. В настоящее время в состоянии летной годности находится одна машина.



Ил-62

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	4
Кол-во пассажиров	168...200
Длина, м	53,12
Размах крыла, м	43,3
Площадь крыла, м	279,6
Высота, м	12,4
Масса пустого/макс.взлетная, кг	70400/157500
Максимальная скорость, км/ч	950
Скорость крейсерская, км/ч	850...900
Практическая дальность, км	9000
Практический потолок, м	13000
Тип двигателя; тяга, кг	НК-8; 10500

Первый отечественный дальнемагистральный турбореактивный лайнер. Как и Ту-154, отличается высокой надежностью. С Ил-62 не произошло ни одного летного происшествия из-за отказа техники. Практически снят с эксплуатации по конъюнктурным соображениям.



Ил-76

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	6...7
Кол-во пассажиров	140
Длина, м	46,59
Размах крыла, м	50,5
Площадь крыла, м	300
Высот, м	14,76
Масса пустого/макс.взлетная, кг	90000/217000
Максимальная скорость, км/ч	850
Скорость крейсерская, км/ч	780...800
Практическая дальность, км	6100
Практический потолок, м	12000
Тип двигателя; тяга, кг	4×Д-30КП; 12000

Уникальный и очень надежный транспортный самолет. Эксплуатируется в гражданской авиации, ВВС и МЧС в самых разных климатических условиях, от тропиков до Арктики и Антарктиды.



Ил-86

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	3...4
Кол-во пассажиров	350
Длина, м	59,40
Размах крыла, м	48,0
Площадь крыла, м	320
Высота, м	15,8
Макс.взлётная масса, кг	208000
Максимальная скорость, км/ч	950
Скорость крейсерская, км/ч	900
Практическая дальность, км	5250
Практический потолок, м	12000
Тип двигателя; тяга, кг	4×ТРДД НК-86; 13000

Отечественный лайнер, по надежности не уступающий Ил-62. К 2015 г. с Ил-86 не зарегистрировано не одного воздушного инцидента.



Ил-96

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	2...3
Количество пассажиров	300
Длина, м	55,3
Размах крыла, м	60,10
Площадь крыла, м	391,6
Высота, м	17,5
Масса макс. взлетная, кг	216000
Крейсерская скорость, км/ч	900
Дальность полета, км	7500
Практический потолок, м	12000
Тип двигатель; тяга, кг	4×ПС-90А; 16000

Дальнейшее развитие Ил-86. Оснащен более современными, мощными и экономичными двигателями. К сожалению, выпуск перспективного отечественного лайнера прекращен из упоминавшихся конъюнктурных соображений.



Ан-225 (Мрия)

Летно-технические характеристики

Параметр	Показатель
Экипаж	6...7
Длина, м	84
Размах крыла, м	88,4
Площадь крыла, м	905
Высота, м	18,10
Масса пустого/макс.взлетная, кг	250000/600000
Крейсерская скорость, км/ч	800...850
Практическая дальность, км	15000
Практический потолок, м	11600
Тип двигателя	Д-18Т

Самый крупный транспортный турбореактивный самолет в мире. Обладает рядом непобитых мировых рекордов. Оснащен одними из самых мощных отечественных ТРДД – трехвальными турбовентиляторными Д-18Т.

Список литературы

1. *Виноградов Р.И., Пономарев А.Н.* Развитие самолетов мира. М.: Машиностроение, 1991.
2. *Дональд Д.* Полная энциклопедия мировой авиации: корпорация “Самолеты и вертолеты XX столетия”. М.: “Федоров”, 1997.
3. *Медведь А.Н., Хазанов Д.Б.* Истребитель “Мессершмитт” Vf 109. М.: Эксмо, 2011.
4. *Новожилова Г.В.* Самолеты ОКБ имени С.В.Ильюшина. М.: Машиностроение, 1985.
5. *Симаков Б.Л., Шавров В.Б.* Самолеты страны Советов. М.: ДОСААФ СССР; 1975.
6. *Фирсов А.* Крылья Люфтваффе (боевые самолеты Третьего рейха). М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1995.
7. *Шавров В.Б.* История конструкций самолетов в СССР 1938-1950 гг. М.: Машиностроение, 1994,
8. *Якубович Н.* Все самолеты О.К. Антонова. М.: Астрель, 2001.

ISBN 978-5-86311-992-2



9 785863 119922