

**КОМПЬЮТЕРНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛОВ И
ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
(СУ)**

Лекция №5

Основные параметры авиационных ГТД

Основные параметры авиационных ГТД

Основные параметры авиационных ГТД можно разделить на 2 основные группы:

- Параметры, выражающие абсолютной величиной и зависящие от размерности двигателя;
- Удельные параметры, не зависящие от размерности двигателя.

Параметры, выражающие абсолютной величиной и зависящие от размерности двигателя

- Реактивная тяга – для двигателей прямой реакции (ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ);
- Мощность на выходном валу – для ГТД непрямо́й реакции (ТВД и вертолетных ГТД);
- Расход топлива;
- Расход воздуха на входе в двигатель;
- Сухая масса;
- Габаритные размеры;
- ...

Параметры, выражающие абсолютной величиной и зависящие от размерности двигателя

Тяга, мощность, расход топлива и расход воздуха зависят от множества факторов:

- Режим работы ГТД;
- Скорость полета;
- Высота полета;
- Атмосферные условия;
- Программа регулирования ГТД;
- Степень изношенности двигателя;

Параметры, выражающие абсолютной величиной и зависящие от размерности двигателя

- Широкий диапазон тяги и мощности ГТД объясняет значительные различия в конструкции и параметрах двигателей в зависимости от их размерности;
- При анализе конструктивных особенностей и параметров ГТД обычно делят на **классы тяги и мощности**;

Современные гражданские ТРДД можно УСЛОВНО разделить на классы по тяге:

- 1000...3000 кГс – ТРДД небольших служебных и региональных самолетов;
- 3000...6000 кГс – ТРДД для двухдвигательных дальних служебных и региональных самолетов вместимостью 50...70 пассажиров;
- 6000...9000 кГс – ТРДД для двухдвигательных региональных самолетов вместимостью 70...120 человек;
- 9000...14000 кГс – ТРДД для двухдвигательных ближне- и среднемагистральных самолетов вместимостью 120...180 человек;
- 14000...20000 кГс – ТРДД для двухдвигательных ближне- и среднемагистральных самолетов вместимостью 180...250 человек или четырехдвигательных дальнемагистральных самолетов вместимостью 300...350 человек;
- 20000...35000 кГс - ТРДД для двухдвигательных ближне- и среднемагистральных самолетов вместимостью 200...300 человек или четырехдвигательных дальнемагистральных самолетов вместимостью 350...500 человек;
- 35000 кГс и выше – ТРДД для двухдвигательных дальнемагистральных самолетов вместимостью 300...400 человек.

Современные военные ТРД(Ф) и ТРДД(Ф) можно УСЛОВНО разделить на классы по тяге:

- до 1000 кГс – малоразмерные ТРД и ТРДД для летающих мишеней, крылатых ракет, БЛА;
- 1000...5000 кГс – двигатели для УТС, легких истребителей и ударных самолетов;
- 5000...15000 кГс – двигатели для средних и тяжелых одно- и двухдвигательных ударных самолетов и истребителей;
- Свыше 15000 кГс – для тяжелых истребителей и ударных самолетов с высокой тяговооруженностью, а также сверхзвуковых тяжелых стратегических бомбардировщиков.

ТВД и вертолетные ГТД можно условно разделить на двигатели:

- Малой мощности (до 1000 кВт);
- Средней мощности (1000...3000 кВт);
- Высокой мощности (более 3000 кВт).

Расход воздуха в современных авиационных ГТД изменяется в широких пределах:

- От 1 кг/сек в вертолетных и самолетных ГТД малой мощности;
- До 1500 кг/сек в мощных ТРДД с высокой степенью двухконтурности.

Удельные параметры (не зависят от размерности двигателя):

1. Удельная тяга: $R_{уд} = \frac{R}{G_B}$

2. Удельная мощность (на валу ТВД или вертолетных двигателей): $N_{уд} = \frac{N_E}{G_B}$

3. Удельный расход топлива: $C_R = \frac{G_T}{R}$

4. Удельный расход топлива для ТВД и вертолетных двигателей: $C_E = \frac{G_T}{N_E}$

5. Удельная масса: $\gamma = \frac{M_{ДВ}}{R}$

6. Удельная масса для ТВД и вертолетных двигателей: $\gamma = \frac{M_{ДВ}}{N_E}$

7. Лобовая тяга: $R_{ЛОБ} = \frac{R}{F_{ВХ}}$

Удельные параметры (не зависят от размерности двигателя):

- При заданной тяге или мощности повышение удельных параметров означает снижение потребного расхода воздуха через двигатель, что приводит к уменьшению габаритов и массы ГТД;
- Высокая удельная тяга для современных военных двигателей кроме снижения массы и уменьшения габаритов обеспечивает возможность сверхзвукового крейсерского полета без включения ФК;
- Удельная тяга гражданских ТРДД имеет тенденцию к некоторому снижению из-за постоянного повышения m для улучшения экономичности и снижения шума;
- Снижение удельного расхода топлива значительно уменьшает прямые эксплуатационные расходы и позволяет увеличить дальность полетов воздушных судов;
- Снижение удельного расхода топлива для военных ТРДД(Ф) позволяет увеличить радиус боевого действия и снизить стоимость жизненного цикла двигателя.

Для военных двигателей стремление к повышению удельной тяги входит в противоречие с необходимостью снижения удельного расхода топлива. Поэтому при выборе параметров ТРДД(Ф) для многорежимных боевых самолетов ищется оптимальный компромисс, который бы удовлетворял требованиям высоких тяговых характеристик и приемлемой экономичности.

Удельные параметры (не зависят от размерности двигателя):

Удельная масса ГТД является комплексным параметром, который характеризует параметрическое, конструктивное и технологическое совершенство ГТД. Для снижения удельной массы ГТД применяют способы:

- Совершенствование цикла ГТД, повышение параметров, снижение внутрицикловых потерь, применение сложных циклов;
- Аэродинамическое и конструктивное совершенствование основных узлов ГТД;
- Применение современных конструкционных материалов;
- Применение перспективных технологий изготовления – моноколеса типа “BLISK” и “BLING”, передовые методы сварки роторов и корпусов, термозащитные покрытия деталей, наиболее подверженные воздействию высоких температур и др.

Основные параметры наземных и морских ГТД.

В отличие от авиационных ГТД, в наземных ГТУ и морских ГТД свободная энергия полностью срабатывается на турбине и передается потребителю в виде механической энергии на выходном валу двигателя.

Основные параметры наземных ГТУ и морских ГТД:

- Эффективная мощность;
- Эффективный КПД на валу;
- Расход воздуха на входе;
- Расход и температура газов на выхлопе;
- Располагаемая тепловая мощность на выхлопе;
- Расход топлива.

Масса и габариты для наземных ГТУ и морских ГТД имеют второстепенное значение, за исключением транспортных ГТД.

Основные параметры наземных и морских ГТД.

Параметры ГТД обычно даются в стандартных условиях:

- Температура атмосферного воздуха +15°C;
- Давление атмосферного воздуха 760 мм.рт.ст.;
- Относительная влажность воздуха 60%;
- Без учета потерь давления во всасывающем и выхлопном устройствах объекта применения ГТД;
- С учетом потерь на входе и выхлопе собственно ГТД – во входном устройстве компрессора и выхлопном тракте ГТД за турбиной, включающем стойки задней опоры, диффузор и «улитку».

Мощностной ряд ГТД можно УСЛОВНО разделить на четыре класса:

- От 30 кВт до 250 кВт (микротурбины): автономные энергоагрегаты для выработки электроэнергии или совместного производства электрической, тепловой энергии или холода;
- От 250 кВт до 10 МВт (ГТУ малой мощности): для механического и морского привода, привода электрогенераторов в составе ГТЭС простого цикла;
- От 10 МВт до 60 МВт (ГТУ средней мощности): для механического и морского привода, привода электрогенераторов в составе ГТЭС простого цикла или комбинированных циклов;
- От 60 МВт до 350 МВт (ГТУ большой мощности): используются в составе ГТЭС комбинированного цикла.

Удельные параметры наземных ГТУ и морских ГТД:

1. Удельная мощность: $N_{уд} = \frac{N_E}{G_B}$

2. Эффективный КПД: $N_{ТОПЛ} = \frac{G_{Т_ЧАС} H_U}{3600}$ $\eta_E = \frac{N_E}{N_{ТОПЛ}} = \frac{3600 N_E}{G_{Т_ЧАС} H_U}$

Учитывая, что соотношение $G_{Т_ЧАС} / N_E$ является удельным расходом топлива, выражение для эффективного КПД ГТД можно записать в виде:

$$\eta_E = \frac{3600}{C_E H_U}$$

Повышение эффективного КПД - важнейшее направление развития ГТД – достигается параметров цикла температуры газа перед турбиной и степени сжатия компрессора в оптимальном соотношении, а также снижением внутрицикловых потерь за счет совершенствования аэродинамики лопаточных машин, систем охлаждения и снижения потерь по тракту ГТД.

3. Удельная стоимость ГТД – экономический параметр, характеризующий стоимость 1 кВт установленной мощности ГТД в определенной стандартной комплектации. **С ростом мощности ГТД существенно снижается его удельная стоимость.**

Требования к авиационным ГТД

К авиационным ГТД предъявляются следующие требования:

- Общие технические требования, изложенные в нормативных документах;
- Технические требования к конкретному разрабатываемому двигателю с учетом его установки на конкретный летательный аппарат.

В числе важнейших технических требований к конкретному двигателю:

- Технические характеристики;
- Надежность;
- Живучесть;
- Безопасность эксплуатации;
- Производственная технологичность;
- Эксплуатационная технологичность;
- Экологические характеристики;
- Экономические показатели.

Требования к авиационным ГТД по тяге

Топлива и удельный расход топлива – важнейшие характеристики двигателя, определяющие размеры и основные внутренние параметры.

Тяга авиационного двигателя должна обеспечивать необходимую тяговооруженность летательного аппарата в различных условиях работы:

$$\bar{R} = \frac{R_{\text{ВЗЛ}_\Sigma}{G_{\text{САМ}_\text{ВЗЛ}}}$$

Для транспортных дозвуковых самолетов тяга задается исходя из условий:

1. Обеспечение необходимой тяговооруженности на взлете (с ограничением по времени);
2. Получение необходимой тяговооруженности (избытка тяги) для набора высоты по заданной траектории;
3. Получение необходимой тяговооруженности на максимальном крейсерском режиме для обеспечения устойчивого полета с поддержанием оптимальных заданных скорости и эшелона крейсерского полета.

Для боевых самолетов тяга задается из условий:

1. Высокая тяговооруженность при полете на $M=0,9 \dots 1,1$ для $H=9 \dots 11$ км и на $M=2,0 \dots 2,2$ для $H=17 \dots 18$ км;
2. Требуется в 3...4 раза большая на взлете для обеспечения максимальной скороподъемности, минимального времени разгона и минимальную длину ВВП, максимальный избыток тяги для ведения воздушного боя, сверхзвукового крейсерского полета на $M=1,5 \dots 1,8$ на большой высоте (для истребителей V поколения – без включения ФК).

Требования к авиационным ГТД по тяге на различных режимах

Тип ЛА	Условия полета	Режим	Требования к тяге
Дозвуковые транспортные самолеты	$H_{П}=0$ $M_{П}=0$; $t_{П}=+30\text{ }^{\circ}\text{C}$	Максимальный взлетный (чрезвычайный режим, ЧР)	$R_{\max}=(1,1\dots 1,15)R_{ВЗЛ}$
		Взлетный	$R_{ВЗЛ}=(0,25\dots 0,35)G_{ВЗЛ\text{-САМ}}/n_{ДВ}$
		Максимальный продолжительный	$R=(0,8\dots 0,9)R_{ВЗЛ}$
		Малый газ	$R_{МГ} \leq (0,04\dots 0,06)R_{ВЗЛ}$
		Реверс тяги	$R_{РЕВ} \geq 0,2R_{ВЗЛ}$
	$H_{П}=11\text{ км}$ $M_{П}=0,8$ $MCA+10\text{ }^{\circ}\text{C}$	Промежуточный	$(1,05\dots 1,1) R_{\max\text{ ПР}}$
		Максимальный продолжительный (набор)	$(1,07\dots 1,1) R_{\max\text{ КРЕЙС}}$
		Максимальный крейсерский	$(0,19\dots 0,22) R_{ВЗЛ}(H=0, M=0)$ или $G_{ВЗЛ\text{-САМ}}/(K_{САМ} \times n_{ДВ})$, где $K_{САМ}=17\dots 19$
		Полетный малый газ	$n_{ВД} \geq n_{АГР}$
Боевые самолеты (истребители)	$H_{П}=0$ $M_{П}=0$ MCA	Боевые режимы: -полный форсаж -максимальный (б/ф)	$R_{БОЕВ \neq ОРС}=(1\dots 1,25)G_{ВЗЛ}$ $R_{БОЕВ}=(0,6\dots 0,7)R_{БОЕВ \neq ОРС}$
		Учебные режимы: -полный форсаж -максимальный (б/ф)	$R_{УР \neq ОРС}=(0,85\dots 0,90)R_{БОЕВ}$ $R_{УР}=(0,6\dots 0,7) R_{УР \neq ОРС}$
	$H_{П}=18\dots 20\text{ км}$ $M_{П}=2\dots 2,5$ MCA	Боевой режим	Согласно требованиям ТЗ
		Учебный режим	
	$H_{П}=0$; $M_{П}=0,7$	Крейсерские режимы	Согласно требованиям ТЗ
			Согласно требованиям ТЗ
	$H_{П}=11\text{ км}$; $M_{П}=0,8; 1,8$		Согласно требованиям ТЗ

Требования к авиационным ГТД по габаритным и массовым характеристикам

- Требования к габаритным размерам авиационных ГТД обусловлены возможностью и удобством размещения ДУ на борту самолета.
- Важнейшее значение имеет максимальный размер двигателя, т.к. во многом от него зависит размер мотогондолы.
- Диаметр мотогондолы имеет особо важное значение при размещении ДУ под крылом самолета. При такой компоновке необходимо обеспечить минимально допустимое расстояние от поверхности ВВП до нижней кромки мотогондолы.
- Малая длина ДУ также относится к важным показателям качества двигателя, т.к. способствует уменьшению объема мотогондолы или двигательного отсека, если ДУ располагается внутри фюзеляжа.

Современные тенденции развития ТРДД в сторону увеличения m и, соответственно, увеличения диаметров компрессора и мотогондолы усложняет размещение и компоновку ДУ под крылом самолета и требует согласованной проработки данного вопроса совместно с разработчиком самолета.

Удельная масса проектируемого двигателя не должна превышать уровень удельной массы лучших двигателей аналогичного типа и класса тяги (мощности).

Снижение массы достигается выбором рациональной конструктивной схемы двигателя и его основных узлов, использованием конструкционных материалов с большей удельной прочностью и рациональным конструированием всех деталей и элементов двигателя.

Возможности развития ГТД по тяге (мощности)

- Требования развития ГТД по тяге связано с существующей практикой создания семейства самолета на основе одной базовой модели.
- Конструкция базового самолета должна предусматривать и допускать развитие двигателя в сторону повышения тяги.
- При использовании в жарком климате или на высокогорном аэродроме может потребоваться расширение условий эксплуатации.
- **Повышение тяги до 10%, как правило, обеспечивается без изменения конструкции двигателя путем регулирования САУ.**
- Форсирование двигателя осуществляется обычно после накопления определенного опыта эксплуатации базового двигателя и устранения первоначальных дефектов.
- Повышение тяги до 20% без изменения габаритных диаметров двигателя влечет за собой значительное изменение конструкции и повышение параметров.
- Повышение тяги свыше 20% требует увеличения диаметра вентилятора для значительного повышения расхода воздуха. Фактически это означает разработку нового двигателя на базе существующего газогенератора.