

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

**Пособие по выполнению курсовой работы
«Основные закономерности изменения
удельных параметров
и проектный термогазодинамический расчет ГТД»**

Курсовая работа «Основные закономерности изменения удельных параметров и проектный термогазодинамический расчет ГТД»

Пояснительная записка оформляется в соответствии с СТО СГАУ и включает в себя:

- титульный лист (см. Приложение А);
- реферат;
- бланк задания;
- содержание;
- перечень сокращений, символов, специальных терминов;
- основную часть (введение, шесть разделов и заключение);
- список использованных источников.

Рекомендуемая литература – см. Приложение В.

Ниже излагается содержание основной части курсовой работы.

Введение

Во введении рекомендуется кратко охарактеризовать заданный двигатель–прототип и летательный аппарат, на котором он эксплуатируется, указать, к какому типу данный двигатель относится и какой фирмой разработан. Желательно отметить, какие материалы были обнаружены по этому двигателю в периодической литературе за последние 1...5 лет и в Интернете.

1. Принцип действия и основные особенности ГТД данного типа

Излагаются особенности рабочего процесса ГТД данного типа, указывается область его применения, приводится схема его проточной части и т.д.

Этот материал описывается примерно так же, как он дается в главе 1 **Учебника**.

2. Развитие газотурбинных двигателей семейства заданного двигателя–прототипа

При выполнении этого раздела необходимо пользоваться периодической литературой и делать ссылки на источники, в том числе на Интернет. Целесообразно осветить следующие четыре вопроса.

2.1. Тенденции развития двигателей данного семейства

Здесь желательно проследить развитие двигателей данного семейства или заданного типа за последние 10...15 лет. Особое внимание следует обратить на отличие модификаций двигателей друг от друга по основным данным. Проследить, как изменение основных данных увязывается с изменением параметров рабочего процесса двигателя. Описать способы улучшения двигателей по основным данным, которые применяет фирма.

При работе над этим разделом целесообразно пользоваться справочниками ЦИАМ [7] разных лет, чтобы самому проанализировать развитие двигателя заданного семейства; сведениями, почерпнутыми из Интернет; периодической литературой и т.д.

2.2. Краткие сведения о летательном аппарате, на котором эксплуатируется двигатель– прототип или его модификация

Даются краткие сведения о летательном аппарате: тип и назначение летательного аппарата; высота, скорость и дальность полета; число и месторасположение двигателей относительно основных элементов летательного аппарата; количество членов экипажа; взлетный и посадочный вес; запас топлива и коммерческая нагрузка.

2.3. Конструктивная схема и краткое описание двигателя–прототипа

Изображается конструктивная схема двигателя–прототипа и дается его краткое описание (описываются схема, узлы, число ступеней и пр.).

2.4. Основные данные и термогазодинамические параметры модификаций двигателя- прототипа для условий взлета и полета

Из справочной и периодической литературы выписываются основные данные и термогазодинамические параметры двигателя–прототипа для условий взлета. В случае расхождения данных, полученных из различных источников, проводится их анализ и сравнение с заданными Вам исходными данными. Удалось ли уточнить их? Обосновывается вариант, который принимается в качестве окончательного.

Дается обзор основных данных для условий полета. При этом необходимо указывать конкретно высоту и скорость, для которых даются основные данные. Если данные для условий полета не опубликованы, то констатируется этот факт.

3. Методика проектного термогазодинамического расчета ГТД

На основе изложенной в учебнике и курсе лекций методики расчета одновального ТРД с учетом особенностей конкретного типа и схемы двигателя составляется методика расчета двигателя-прототипа.

При выполнении проектного (поверочного) расчета прототипа значения параметров рабочего процесса принимаются равными соответствующим значениям двигателя–прототипа (берутся из бланка **Задания**, если не удалось уточнить их). Необходимо отметить, что в **Задании** величина степени повышения давления в компрессоре НД ($\pi^*_{кнд}$) задается в первом приближении – только для выполнения проектного термогазодинамического расчета вручную; в дальнейшем это значение будет уточняться.

Полученные в результате выполнения проектного расчета данные вносятся в соответствующий столбец сводной таблицы результатов (см. **Приложение Б**).

По разработанной методике и выбранным исходным данным проектный расчет двигателя–прототипа выполняется прежде всего «вручную» (на калькуляторе).

Разработанная методика приводится в соответствующем разделе пояснительной записки вместе с численными значениями **всех промежуточных параметров**, рассчитанных на калькуляторе, кроме величин q_T и $q_{T,ф}$, которые определяются по специальным программам.

Кроме того, по тем же исходным данным он выполняется с помощью системы АСТРА при условии сохранения постоянными параметров состояния рабочего тела $c_p = \text{const}$ и $k = \text{const}$ (по упрощенной методике).

Результаты этих расчетов сравниваются:

$$\delta P = \frac{P_{\text{кальк}} - P_{\text{АСТРА}}}{P_{\text{АСТРА}}} \cdot 100\% \quad \text{и} \quad \delta C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{уд.кальк}} - C_{\text{уд.АСТРА}}}{C_{\text{уд.АСТРА}}} \cdot 100\% .$$

Совпадение результатов ($\delta P < 1\%$ и $\delta C_{\text{уд}} < 1\%$) говорит о том, что методика расчета составлена правильно и расчет выполнен без ошибок. В случае существенного расхождения результатов расчета их необходимо подетально сравнить, для чего выписать результаты «ручного» расчета в таблицу результатов контрольного расчета и системно сравнить все параметры, начиная с параметров воздуха во входном устройстве и заканчивая параметрами газа в канале сопла, а также удельными параметрами и основными данными двигателя.

4. Формирование математической модели двигателя–прототипа

Под формированием матмодели конкретного двигателя, основные данные и параметры рабочего процесса которого опубликованы, здесь понимается оценка главным образом КПД узлов и коэффициентов потерь, а если потребуется, то и уточнение некоторых параметров (например, температуры газа перед турбиной T_{Γ}^* , максимальное значение которой $T_{\Gamma \max}^*$ может быть задано, а ее значение на взлетном режиме неизвестно). КПД узлов подбираются в этой курсовой работе (пока студент не знаком с методами идентификации математической модели) путем последовательного расчета и анализа нескольких вариантов проектного расчета двигателя–прототипа. (Для двигателей с форсажной камерой КПД узлов турбокомпрессора целесообразно определять по параметрам двигателя на максимальном бесфорсажном режиме, что позволяет более надежно их оценить, если известны значения тяги и удельного расхода топлива на этом режиме.) Эти варианты расчета называются поверочными расчетами и выполняются в два этапа.

ПЕРВЫЙ ЭТАП: Первый вариант поверочного инженерного ($c_p = \text{var}$ и $k = \text{var}$) расчета двигателя–прототипа. Освоение методики термогазодинамического анализа влияния различных факторов на удельные параметры ГТД и метода малых отклонений

С принятыми на первом этапе исходными данными двигателя–прототипа с помощью системы АСТРА выполняется его поверочный инженерный ($c_p = \text{var}$ и $k = \text{var}$) расчет, а полученные результаты сравниваются с опубликованными основными данными этого двигателя (P и $C_{\text{уд}}$ для ТРД и ТРДД; $N_{\text{э}}$ и $C_{\text{э}}$ для ТВ(В)Д; $N_{\text{е}}$ и $C_{\text{е}}$ для ТВад):

$$\delta P = \frac{P_{\text{инж}} - P_{\text{прот}}}{P_{\text{прот}}} \cdot 100\% , \quad \delta C_{\text{уд}} = \frac{C_{\text{инж}} - C_{\text{прот}}}{C_{\text{прот}}} \cdot 100\% .$$

(Вычисляя «процентное отклонение» (невязку), необходимо всегда из полученного значения вычитать заданное и результат брать со своим знаком.)

Подчеркнем, что если расход воздуха двигателя–прототипа известен, то невязки можно вычислять как по величинам абсолютной тяги δP , так и по величинам удельной тяги $\delta P_{\text{уд}}$, поскольку при принятом в расчете значении расхода воздуха $G_{\text{в}}$, равном расходу воздуха двигателя–прототипа, величины P и $P_{\text{уд}}$ однозначно определяют друг друга и $\delta P_{\text{уд}} = \delta P$. Если расход воздуха на двигателе–прототипе неизвестен, то его нужно определить по результатам расчета $G_{\text{в}} = P_{\text{прот}} / P_{\text{уд.инж}}$, а необходимость расчета невязки по тяге δP ($\delta P_{\text{уд}}$) отпадает.

Полученные *невязки* (δP и $\delta C_{уд}$) обычно отличаются от нуля и во многих случаях – весьма значительно. Поэтому определяются пути их снижения, для чего анализируется влияние КПД узлов и коэффициентов потерь на удельные параметры прототипа аналогично тому, как это делается в разд. 8.5 учебника [1] для одновального ТРД, и намечаются несколько вариантов расчета прототипа с измененными значениями КПД узлов и коэффициентов потерь. При этом следует иметь в виду, что выбираемые значения КПД узлов и коэффициентов потерь должны находиться в рекомендованных пределах, и в редких случаях могут выходить за них, но не более чем на 1–2%. Далее с помощью системы АСТРА оценивается влияние этих изменений на удельные параметры прототипа, а следовательно и на невязки.

Подчеркнем, что в случае, если за счет изменения КПД узлов и коэффициентов потерь не удастся обеспечить приемлемые (меньше 1%) невязки по удельной тяге и удельному расходу топлива (например величины $\delta P_{уд}$ и $\delta C_{уд}$ имеют одинаковый знак) и вместе с тем имеется возможность изменять температуру газа перед турбиной, то подбор удельной тяги нужно выполнять в основном за счет снижения T_T^* , а подбор удельного расхода топлива – в основном за счет изменения КПД узлов и коэффициентов потерь. В этом случае необходимо, кроме того, оценить влияние температуры T_T^* на удельные параметры двигателя.

А также следует помнить, что величину $\pi_{в\ II}^*$ нужно подбирать из условия оптимального распределения энергии между контурами ТРДД.

Понятно, что нужно стремиться к тому, чтобы на окончательно подобранном варианте прототипа величины $\delta P_{удi}$ и $\delta C_{удi}$ были равны невязкам $\delta P_{уд}$ и $\delta C_{уд}$, но с обратным знаком.

ВТОРОЙ ЭТАП: Расчет различных вариантов прототипа, их анализ и формирование математической модели

Из намеченных на втором этапе вариантов расчета прототипа выбираются два наиболее обоснованных варианта и выполняется их расчет с помощью подсистемы АСТРА–ПР. Вычисляются невязки δP и $\delta C_{уд}$ и делается вывод об окончательно выбранном варианте расчета прототипа. В случае необходимости еще раз выполняется его расчет, который представляет собой сформированную модель двигателя–прототипа.

Результаты расчетов: 1) по адаптированной программе, 2) выполненного «вручную», 3) по инженерной программе (первый вариант), 4) двух промежуточных вариантов и 5) окончательного (≈ 6 расчетов) - необходимо свести в единую таблицу. Образец оформления сводной таблицы результатов расчета приведен в прил. 3.

Рассчитанные и приведенные в таблице варианты должны быть проанализированы и обоснованы. Анализ результатов расчета и обоснование принимаемых решений являются одним из наиболее важных разделов самостоятельной работы и должны быть подробно описаны.

Файл с математической моделью прототипа и результатами его окончательного расчета необходимо передать консультанту.

5. Основные закономерности изменения удельных параметров проектируемого двигателя

На основании проектного расчета двигателя–прототипа с помощью подсистемы АСТРА–ПР в диалоговом режиме исследуется влияние параметров рабочего процесса (T_T^* , $\pi_{к\Sigma}^*$, m) при изменении их в широких пределах. Полученные результаты сводятся в таблицу, представляются в графическом виде и подробно анализируются. При анализе результатов расчета целесообразно использовать материал, изложенный в гл. 5, 6 и 7 **Учебника**. Необходимо кратко описать закономерности влияния указанных параметров рабочего процесса на удельную тягу и удельный расход топлива. Другими словами: Ваши знания по теории двигателей необходимо подтвердить прямыми расчетами.

6. Проектный термогазодинамический расчет модифицированного двигателя

Здесь также целесообразно решать задачу в два этапа. Во-первых, на основании полученных в разд. 5 результатов выбираются параметры рабочего процесса проектируемого (модифицированного) двигателя, обеспечивающие заданные значения основных данных (тяги и удельного расхода) модифицированного двигателя, с учетом развития авиационных двигателей (разд. 16.5, гл. 16 **Учебника**) и лучших мировых образцов выбирается два-три **варианта** изменения параметров рабочего процесса проектируемого двигателя (которому, кстати, целесообразно присвоить новое название — марку).

Во-вторых, выполняется его расчет в САУ на максимальном режиме при $H = 0$, $M_{п} = 0$. Варианты должны существенно отличаться *способом* достижения указанных в **Задании** значений тяги и удельного расхода.

Результаты проектного термогазодинамического расчета модифицированного двигателя на взлетном режиме в САУ, выполненного с использованием системы АСТРА, являются исходными для последующего расчета высотно–скоростных характеристик, проектирования проточной части, газодинамического расчета компрессора и турбины, а также для выполнения курсового проекта на кафедре КиПДЛА.

Подчеркнем, что анализ результатов расчетов, выполненных в разд. 4, 5, 6, и обоснование принятых решений являются главным содержанием курсовой работы и должны быть изложены подробно.

Чтобы успешно защитить курсовую работу, студент должен хорошо понимать разработанную им методику проектного расчета двигателя и основные закономерности изменения удельных параметров ГТД, а также хорошо ориентироваться в материале гл. 5, 6, 7, 8 и 9 **Учебника**, поскольку курсовая работа нацелена, по существу, на освоение материала, изложенного в этих главах.

Заключение

В заключении необходимо:

1) охарактеризовать двигатель-прототип:

- к какому поколению принадлежит;
- его место среди других двигателей этого типа;
- какие параметры рабочего процесса не опубликованы и как их удалось определить;

2) перечислить, как обеспечивается на модернизированном двигателе:

- повышение тяги;
- понижение удельного расхода топлива;
- условие сохранения неизменным возможно большего числа узлов (перечислить эти узлы);
- необходимые изменения узлов (добавляется ступень, изменяется диаметр, изменяется площадь характерного сечения и т. д.).

Приложение А – Сводная таблица результатов расчета

Табл. 1 - Сводная таблица результатов расчета

Параметр	Обозначение	Размерность	прототип						модификация		
			«Ручной»	Упрощенный (АСТРА)	Инженерный	1 приближение	2 приближение	Окончательный	1 приближение	2 приближение	Окончательный
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Полетные условия											
Число Маха полета	M_n										
Высота полета	H	м									
Полное давление на входе в двигатель	p_n^*	Па									
Полная температура на входе в двигатель	T_n^*	К									
Входное устройство											
Суммарный расход воздуха	G_{Σ}	кг/с									
Полная температура на выходе	T_b^*	К									
Полное давление на выходе	p_b^*	Па									
Вентилятор											
Степень двухконтурности	m										
Площадь на входе	F_b	м ²									
П*к внутр. контура	$\pi_{в I}^*$										
КПД внутр. контура	$\eta_{в I}^*$										
Удельная работа внутр. контура	$L_{в I}$	кДж/кг									
П*к наружн. контура	$\pi_{в II}^*$										
КПД наружн. контура	$\eta_{в II}^*$										
Удельная работа наружн. контура	$L_{в II}$	кДж/кг									
Расход рабочего тела на выходе из внутр. контура	$G_{кИД}$	кг/с									
Полная температура на выходе из внутр. контура	$T_{кИД}^*$	К									
Полное давление на выходе из внутр. контура	$p_{кИД}^*$	Па									
Расход рабочего тела на выходе из наружн. контура	$G_{кИИ}$	кг/с									
Полная температура на выходе из наружн. контура	$T_{кИИ}^*$	К									
Полное давление на выходе из наружн. контура	$p_{кИИ}^*$	Па									

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Канал наружного контура											
Коэф. восстановления полного давления	$\sigma_{\text{кан}}$										
Расход рабочего тела на выходе	G_{II}	кг/с									
Полная температура на выходе	T_{II}^*	К									
Полное давление на выходе	p_{II}^*	Па									
Компрессор ВД											
Степень повышения давления	$\pi_{\text{кВД}}^*$										
КПД	$\eta_{\text{кВД}}^*$										
Удельная работа	$L_{\text{кВД}}$	кДж/кг									
Площадь канала на входе	$F_{\text{вВД}}$	м ²									
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{к}}$	кг/с									
Полная температура на выходе	$T_{\text{к}}^*$	К									
Полное давление на выходе	$p_{\text{к}}^*$	Па									
Камера сгорания											
Температура газа за КС	$T_{\text{г}}^*$	К									
Коэф. полноты сгорания топлива	$\eta_{\text{г}}$										
Коэф. восст-я полного давления	$\sigma_{\text{к.с}}$										
Относительный расход топлива	$q_{\text{г}}$										
Расход топлива в КС	$G_{\text{г}}$	кг/с									
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{г}}$	кг/с									
Коэф. избытка окислителя	$\alpha_{\text{г}}$										
Полное давление на выходе	$p_{\text{г}}^*$	Па									
Турбина ВД											
Степень понижения давления	$\pi_{\text{тВД}}^*$										
КПД	$\eta_{\text{тВД}}^*$										
Удельная работа	$L_{\text{тВД}}$	кДж/кг									
Площадь мин. сечения 1 СА	$F_{\text{с.а ВД}}$	м ²									
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{тВД}}$	кг/с									
Полная температура на выходе	$T_{\text{тВД}}^*$	К									
Полное давление на выходе	$p_{\text{тВД}}^*$	Па									

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Турбина НД											
Степень понижения давления	$\pi_{\text{тНД}}^*$										
КПД	$\eta_{\text{тНД}}^*$										
Удельная работа	$L_{\text{тНД}}$	кДж/кг									
Площадь мин. сечения 1 СА	$F_{\text{с.аНД}}$	м ²									
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{тНД}}$	кг/с									
Полная температура на выходе	$T_{\text{тНД}}^*$	К									
Полное давление на выходе	$p_{\text{тНД}}^*$	Па									
Камера смешения											
Площадь канала I контура	$F_{\text{т}}$	м ²									
Площадь канала II контура	F_{II}	м ²									
Привед. скорость потока на входе в I контур	$\lambda_{\text{т}}$										
Привед. скорость потока на входе в II контур	λ_{II}										
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{см}}$	кг/с									
Полная температура на выходе	$T_{\text{см}}^*$	К									
Полное давление на выходе	$p_{\text{см}}^*$	Па									
Сопло											
Степень понижения давления	$\pi_{\text{с}}$										
Расп. степень понижения давления	$\pi_{\text{с.р}}$										
Коэф. скорости сопла	$\varphi_{\text{с}}$										
Площадь критического сечения	$F_{\text{с.кр}}$	м ²									
Расход рабочего тела на выходе	$G_{\text{с}}$	кг/с									
Полная температура на выходе	$T_{\text{с}}^*$	К									
Полное давление на выходе	$p_{\text{с}}^*$	Па									
Основные данные ВРД											
Часовой расход топлива	$G_{\text{т.ч}}$	кг/ч									
Удельная тяга	$P_{\text{уд}}$	кН·с/кг									
Тяга	P	кН									
Удельный расход топлива	$C_{\text{уд}}$	кг/(кН·ч)									
Отклонение значения тяги	δP										
Отклонение значения удельного расхода топлива	$\delta C_{\text{уд}}$										

Приложение Б – Титульный лист пояснительной записки

Министерство образования и науки Российской Федерации

Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования

«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика. С.П.КОРОЛЕВА
(национальный исследовательский университет)»

Кафедра «Теория двигателей летательных аппаратов»

Расчетно–пояснительная записка

к курсовой работе по курсу «ТиРАД и ЭУ»

Основные закономерности изменения удельных параметров
и проектный термогазодинамический расчет ГТД

Прототип: _____

(тип, марка, фирма-изготовитель)

Выполнил: студент группы _____

Проверил: к.т.н., ассистент
Крупенич И.Н.

Самара, 2011 г.

Приложение В – Рекомендуемые материалы, учебные пособия и методические указания для выполнения курсовой работы

Основные учебники

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. 2-ое изд. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. (Кн. 1). Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. (Кн. 2). М.: Машиностроение, 2003. – 615 с.
2. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Кн. 3. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / В.В. Кулагин В.С. Кузьмичев и др. М.: Машиностроение, 2005.– 462 с.

Дополнительная литература

3. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / Под ред. В.А. Сосунова и В.М. Чепкина. М.: Машиностроение, 2005.– 464 с.
4. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н. Пелев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2.: учебник для ВУЗов ВВС / Под ред. Ю.Н. Нечаева. – М.: изд. ВВИА им Проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с., ил.
5. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев и др. – 2-ое изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во СГАУ, 2009. – 202 с.
6. Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы: Учебное пособие. М.: Машиностроение, 2006.

Периодические издания

7. Иностранные авиационные и ракетные двигатели (по данным иностранной печати). М.: ЦИАМ, 1967 (544 с.), 1971 (698 с.), 1975 (281 с.), 1978 (323 с.), 1981 (298 с.), 1984 (320 с.), 1987 (320 с.), 1992 (286 с.), 1997 (127 с.), 2000 (534 с.), 2005 (592 с.).
8. Экспресс-информация по материалам иностранной печати. Сер.: Авиационное двигателестроение / Центральный ин-т авиационного моторостроения. М.: ЦИАМ. (ком. 239–5)
9. Реферативный журнал. 34: Авиационные и ракетные двигатели: Отдельный выпуск / Всероссийский институт научной и технической информации. М.: ВИНТИ. (ком. 246, 248–5)