

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве лабораторного практикума для студентов, обучающихся по программам высшего образования по укрупненной группе направлений и специальностей 24.00.00 Авиационная и ракетно-космическая техника

САМАРА
Издательство Самарский университет
2016

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55я7
И889

А в т о р ы :

*В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко,
В.Н. Рыбаков, И.Н. Крупенич*

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. И.А. Кривошеев (УГАТУ);
д-р техн. наук, проф. В.В. Бирюк (Самарский
университет)

Кузьмичев, Венедикт Степанович

И889 Исследование закономерностей изменения удельных параметров проектируемого ГТД: лаб. практикум / [В.С. Кузьмичев и др.]. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. – 100 с.

ISBN 978-5-7883-1075-6

Изложена теория по влиянию различных факторов на удельные параметры проектируемого ГТД. Приведены содержание и методика проведения лабораторных работ по курсу «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок», контрольные вопросы и задачи для проведения практических занятий.

Практикум предназначен для проведения лабораторных и практических занятий со студентами, обучающимися по специальностям и направлениям подготовки бакалавров и магистров 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей, 24.03.05 Двигатели летательных аппаратов, 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов (магистратура).

УДК 621.431.75(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-1075-6

© Самарский университет, 2016

ОГЛАВЛЕНИЕ

Условные обозначения	6
Предисловие	10
Лабораторная работа 1. Формирование математической модели проектируемого ГТД различных типов и схем в САЕ-системе АСТРА	12
1.1 Назначение и концепция построения автоматизированной системы АСТРА	13
1.2 Функциональные возможности автоматизированной системы АСТРА	16
1.3 Технология формирования виртуальных моделей рабочего процесса ГТД различных типов и схем	16
1.3.1 Формулировка задачи для формирования модели двигателя ...	16
1.3.2 Запуск программного комплекса	17
1.3.3 Создание новой модели	18
1.3.4 Добавление элементов в модель	19
1.3.5 Формирование связей элементов	20
1.3.6 Определение задаваемых и рассчитываемых параметров	21
1.3.7 Настройка модели на решение различных задач проектирования	23
1.3.8 Сохранение модели, выполнение расчета, просмотр результатов и завершение работы	24
1.4 Системные требования	25
1.5 Цель, задачи и порядок выполнения лабораторной работы ...	26
Лабораторная работа 2. Исследование влияния параметров рабочего процесса на работу цикла и эффективный КПД ГТД с помощью автоматизированной системы АСТРА	27
2.1 Цель и задачи лабораторной работы	27
2.2 ГТД как тепловая машина	27
2.2.1 Диаграмма i - s рабочего процесса ГТД	27
2.2.2 Работа цикла ГТД	30
2.2.3 Зависимость работы цикла от его параметров	32
2.2.4 Эффективный КПД	37
2.2.5 Зависимость эффективного КПД от параметров цикла	39

2.3	Порядок выполнения лабораторной работы	42
2.4	Сдача лабораторной работы. Контрольные вопросы и задачи	47
2.4.1	Контрольные вопросы.....	48
2.4.2	Задачи	48

Лабораторная работа 3. Исследование влияния параметров движителя на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД с помощью автоматизированной системы АСТРА.....50

3.1	Цель и задачи лабораторной работы	50
3.2	Силовая установка с газотурбинным двигателем как движитель.....	50
3.2.1	Тяга движителя	50
3.2.2	ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД.....	51
3.2.3	КПД авиационного движителя	54
3.2.4	Сравнение различных типов ГТД как движителей.....	57
3.2.5	Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД.....	62
3.2.6	Удельный расход топлива.....	67
3.3	Порядок выполнения лабораторной работы	69
3.4	Сдача лабораторной работы. Контрольные вопросы и задачи	73
3.4.1	Контрольные вопросы.....	73
3.4.2	Задачи	74

Лабораторная работа 4. Исследование основных закономерностей изменения удельных параметров ГТД с помощью автоматизированной системы АСТРА.....76

4.1	Цель и задачи лабораторной работы	76
4.2	Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД	76
4.2.1	Общий КПД и удельный расход топлива	76
4.2.2	Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от параметров цикла.....	78
4.2.3	Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя.....	87
4.3	Порядок выполнения лабораторной работы	89

4.4 Сдача лабораторной работы. Контрольные вопросы и задачи	94
4.4.1 Контрольные вопросы	94
4.4.2 Задачи	95
Список использованной литературы	98

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $V_{п}$ — скорость полета, м/с
 H — высота полета, м (км)
 M — число Маха (отношение скорости потока к скорости звука)
 λ — приведенная скорость потока (отношение скорости потока к критической скорости звука)
 a — скорость звука, м/с
 c — скорость потока, м/с
 p — давление, Па (кПа)
 T — температура, К
 P — тяга двигателя, Н (кН)
 P_c — тяга сопла, Н (кН)
 $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя, Н·с/кг (кН·с/кг):
 $P_{уд} = P/G_{\Sigma}; P_{уд G1} = P/G_1$
 $C_{уд}$ — удельный расход топлива, кг/(Н·ч) [кг/(кН·ч)]
 N — мощность, Вт (кВт)
 C_e — эффективный удельный расход топлива ТВ(В)Д, ТВаД, кг/(Вт·ч) [кг/(кВт·ч)]
 $M_{дв}$ — масса двигателя, кг
 $\gamma_{дв}$ — удельный вес двигателя
 π_V — степень повышения давления во входном устройстве при изэнтропическом торможении
 $\pi_{к*}$ — степень повышения давления в компрессоре
 π_{Σ} — суммарная степень повышения давления
 $\pi_{к\Sigma}^*$ — суммарная степень повышения давления в компрессоре и вентиляторе внутреннего контура
 $\pi_{т*}$ — степень понижения давления в турбине
 $\pi_{с.р}$ — располагаемая степень понижения давления газа в канале сопла

$$\pi_V = \frac{p_H^*}{p_H}; \pi_{к*} = \frac{p_K^*}{p_B^*}; \pi_{\Sigma} = \frac{p_K^*}{p_H^*}; \pi_{т*} = \frac{p_{Г}^*}{p_{Т}^*}; \pi_{с.р} = \frac{p_{Т}^*}{p_H^*}$$
 n — частота вращения, с⁻¹
 L — удельная работа, Дж/кг (кДж/кг)
 Q — удельный подвод (отвод) тепла, Дж/кг (кДж/кг)
 i — удельная энтальпия, Дж/кг (кДж/кг)
 s — удельная энтропия, Дж/(кг·К) [кДж/(кг·К)]
 η — коэффициент полезного действия
 η_r — коэффициент полноты сгорания топлива

- ΔK_y — запас устойчивой работы
- m — степень двухконтурности
- x — коэффициент, характеризующий распределение энергии между контурами
- G — массовый расход, кг /с
- v_{j-i} — коэффициент, характеризующий изменение массы рабочего тела между сечениями j и i : $v_{j-i} = G_i / G_j$
(индекс j опускается, если он обозначает сечение В на входе в компрессор)
- v'_r — коэффициент, характеризующий изменение массы воздуха между сечениями В и Г
- F — площадь проходного сечения, м²
- ρ — плотность, кг /м³
- q_T — отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания
- q — скоростной напор, Н/м² (кН/м²)
- α — коэффициент избытка воздуха в основной камере сгорания
- α_Σ — коэффициент избытка воздуха в форсажной камере
- L_0 — количество воздуха, теоретически необходимое для полного сжигания 1 кг топлива
- $L_{п}$ — дальность полета, м (км)
- R — универсальная газовая постоянная, Дж / (кг · К)
- k, k_z — показатель изоэнтропы для воздуха, газа
- c_p, c_{pz} — средняя удельная теплоемкость для воздуха, газа, Дж/(кг · К) [кДж/(кг · К)]
- $c_{p_{к.с}}$ — условная удельная теплоемкость рабочего тела в камере сгорания, Дж/(кг · К) [кДж/(кг · К)]
- m_z — численный коэффициент в уравнении расхода, (кг · К/Дж)^{0,5}:
 $m_z = 0,0405$ (для воздуха), $m_z = 0,0397$ (для газа)
- μ — коэффициент расхода
- c_x — коэффициент аэродинамического сопротивления
- σ — коэффициент восстановления полного давления
- φ_c — коэффициент скорости реактивного сопла
- φ — коэффициент расхода входного устройства
- X — внешнее аэродинамическое сопротивление, Н (кН)
- H_u — низшая удельная теплота сгорания топлива, Дж/кг (кДж /кг)
- l — относительная удельная работа:
 $l_k = L_k / c_p T^*_в$; $l_T = L_T / c_p \varepsilon T^*_r$.

Индексы

- * — параметры заторможенного потока
- в — винт, вентилятор
- в — воздух

ВД	—	каскад высокого давления
вх	—	входное устройство
z	—	газ
гг	—	газогенератор
дв	—	двигатель
e	—	эффективный
ид	—	идеальный
исх	—	исходный
к	—	компрессор
кан	—	канал наружный
кр	—	крейсерский, критический
к.с	—	камера сгорания
НД	—	каскад низкого давления
о	—	общий
0	—	параметры максимального режима в САУ на уровне моря при $M_{п} = 0$
отб	—	отбор
opt	—	оптимальный
п	—	полетный
пр	—	предельный, приведенный
п.с	—	подпорные ступени
р	—	расширение, расчетный
с	—	сопло, секундный
с. а	—	сопловой аппарат
СД	—	каскад среднего давления
сж	—	сжатие
см	—	смешение
ср	—	средний, срез
с.т	—	свободная турбина
с.у	—	силовая установка
т	—	турбина, топливо
теп	—	тепловой
тк	—	турбокомпрессор
уд	—	удельный
ф	—	форсажная камера
ч	—	часовой
э	—	эквивалентный
эк	—	экономический
эф	—	эффективный
r	—	гидравлический
m	—	механический
s	—	изоэнтропный
Σ	—	суммарный
I	—	внутренний контур ТРДД
II	—	наружный контур ТРДД

Основные сечения потока

Н	—	невозмущенный поток перед двигателем
ВХ	—	вход во входное устройство

- В — вход в компрессор
- К — выход из компрессора
- Г — вход в турбину
- Т — выход из турбины
- Ф — выход из форсажной камеры
- С — выход из реактивного сопла
- С.КР — критическое сечение сопла
- І — выход из внутреннего контура ТРДД (вход в сопло или в камеру смешения)
- ІІ — выход из наружного контура (канала) ТРДД (вход в сопло или камеру смешения)

Сокращения

- ВСУ — вспомогательная силовая установка
- ВУ — входное устройство
- ГТД — газотурбинный двигатель
- кВ(Н)Д — компрессор высокого (низкого) давления
- ЛА — летательный аппарат
- л.с.р — линия совместной работы
- н.а — направляющий аппарат
- ПВРД — прямоточный воздушно-реактивный двигатель
- РУД — рычаг управления двигателем
- САУ — стандартные атмосферные условия
- ТВад — турбовальный двигатель
- ТВ(В)Д — турбовинтовой (турбовинтовентиляторный) двигатель
- ТРД(Д) — турбореактивный двигатель (двухконтурный)
- ТРДДсм — двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков
- ТРДДФ — двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время наблюдается непрерывное усложнение авиационных двигателей и энергоустановок, усложнение и удорожание процессов их создания и эксплуатации. В этой связи все большее значение приобретает качество подготовки специалистов, способных создавать и эксплуатировать высокоэффективные современные и перспективные авиационные двигатели и энергетические установки. При этом глубокие знания теории газотурбинных двигателей являются непременным условием подготовки таких специалистов. Для этого в Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королева разработан и апробирован в учебном процессе методически новый подход, изложенный в учебнике [1], в котором теория газотурбинных двигателей различных типов излагается обобщенно, а за основу принят ТРДД как наиболее общий тип двигателя; одноконтурные ТРД и турбовинтовые двигатели описаны как частные случаи двухконтурных, а одновальные – как частные случаи двухвальных. Такой подход позволяет провести четкий системный анализ двигателей различных типов, увидеть общие для них закономерности, выделить присущие им особенности.

Одним из аспектов повышения уровня подготовки специалистов в области теории и проектирования ГТД являются их экспериментальные исследования. Однако такие исследования являются весьма дорогостоящими и ограничены возможностями экспериментальных стендов. Для учебного процесса вполне допустимо заменить натурные эксперименты их имитационным компьютерным моделированием на основе специализированных автоматизированных систем инженерного анализа (САЕ-систем). На кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета для этих целей создана САЕ-система термогазодинамического расчета и анализа АСТРА.

Данный лабораторный практикум по курсу «Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок» является дополнением к учебнику [1], включает четыре компьютерные лабораторные работы, охватывающие все разделы учебника. Каждая из лабораторных работ, за исключением первой, содержит краткую теоре-

тическую часть, цель и порядок выполнения работы, контрольные вопросы и задачи.

Практикум предназначен для студентов, обучающихся по специальностям и направлениям подготовки 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей, 24.03.05 Двигатели летательных аппаратов, 24.04.05 Двигатели летательных аппаратов (магистратура).

Авторы считают своим долгом выразить глубокую благодарность сотрудникам кафедры теории двигателей летательных аппаратов Самарского университета, а также рецензентам – д-ру техн. наук, проф. И.А. Кривошееву (УГАТУ) и д-ру техн. наук, проф. В.В. Бирюку (Самарский университет) за ценные замечания и предложения.

Лабораторная работа 1

ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ И СХЕМ В САЕ-СИСТЕМЕ АСТРА

Высокая эффективность эксплуатации летательного аппарата складывается при проектировании его силовой установки. Проектирование нового двигателя начинается с выбора параметров рабочего процесса: температуры газа перед турбиной; суммарной степени повышения давления в компрессоре; степени двухконтурности двигателя; степени повышения давления в вентиляторе (в случае ТРДД). Выбору этих параметров предшествует определение их оптимальных значений. С позиций системного подхода в качестве критериев оптимизации не могут быть приняты критерии эффективности двигателя, такие как общий КПД, удельный расход топлива или удельная масса, поскольку двигатель является составной частью системы более высокого иерархического уровня (самолета), и оценить оптимальность его параметров можно только по критериям эффективности системы этого уровня, т.е. по самолетным критериям.

Задача оптимизации и выбора наиболее рациональных параметров рабочего процесса двигателя с учетом назначения и характеристик летательного аппарата является одной из важнейших и сложных. Без использования виртуальной модели рабочего процесса ГТД решение указанной задачи представляется практически невозможным. Такая модель сформирована на основе разработанной на кафедре теории двигателей летательных аппаратов САЕ-системы АСТРА.

Использование системы АСТРА позволяет повысить эффективность, сократить время создания двигателя и уменьшить стоимость его жизненного цикла.

1.1 НАЗНАЧЕНИЕ И КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АСТРА

Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) газотурбинных двигателей и энергетических установок представляет собой интегрированную среду для совместного решения задач начального этапа проектирования ГТД различных типов и схем.

Основной целью разработки системы является повышение эффективности, сокращение времени создания двигателя и уменьшение стоимости его жизненного цикла.

Формирование виртуальной модели исследуемого двигателя и решаемой задачи проектирования в автоматизированной системе АСТРА осуществляется по универсальным принципам. В соответствии с теорией системного анализа модель представляет собой совокупность взаимосвязанных элементов. Элементы могут описывать процессы в основных узлах двигателя, условия внешней среды, выполнять вспомогательные функции, например, расчет основных данных двигателя. Каждый из элементов содержит перечень параметров, а также ссылку на функцию, которая реализует алгоритм расчета значений выходных параметров в зависимости от значений входных параметров. Связи между элементами позволяют использовать значения параметров, рассчитанных в одном из элементов в качестве входных данных для расчета другого элемента.

В свою очередь, создание элементов и добавление их в модель осуществляется с помощью библиотеки функциональных модулей. Модули являются прототипами для однотипных элементов, и именно в них заложена информация о перечне параметров элемента, а также в виде функции реализуется алгоритм расчета.

Для построения виртуальной модели ГТД автоматизированная система АСТРА содержит модули, моделирующие:

- внешние условия;
- входное устройство;
- компрессор;
- вентилятор;
- камеру сгорания;
- форсажную камеру;
- газовую турбину;

- дозвуковое выходное устройство;
- сверхзвуковое сопло;
- переходный канал;
- камеру смещения;
- отборы;
- винт;
- сумматор мощности;
- теплообменник;
- паровую турбину;
- парогенератор;
- водяной насос;
- водяной конденсатор.

Для каждого из основных узлов ГТД в зависимости от специфики задач термогазодинамического проектирования могут использоваться различные варианты модулей, например, вариант для использования в моделях проектного расчета и вариант для использования в моделях выполненного двигателя. Кроме того, модули могут иметь варианты в зависимости от типа элемента ГТД, например, варианты для неохлаждаемой и охлаждаемой турбины. Имеются модули, которые позволяют моделировать вспомогательные элементы, либо рассчитывать параметры двигателя в целом. Таким образом, в системе АСТРА можно сформировать виртуальную модель различных реальных и перспективных ГТД.

Реализации алгоритмов расчета основных узлов, заложенные в соответствующих модулях, широко используют вспомогательные процедуры для расчета газодинамических и термодинамических функций, элементарных термодинамических процессов, параметров газового потока в проточной части с использованием математических моделей рабочего тела и топлива.

Математическая модель рабочего тела описывает зависимость теплофизических свойств от температуры и состава газа. При этом состав газа характеризуется массовым соотношением основных компонентов: азота, кислорода, углекислого газа, водяного пара и аргона; аналогичным образом состав топлива задается относительным массовым содержанием атомов углерода, водорода и кислорода в его химическом составе.

Модель двигателя, составленная из элементов, позволяет выполнять только прямой последовательный расчет, поскольку с математической точки зрения представляет собой набор формул. Для настрой-

ки модели двигателя на решение конкретных задач проектирования используются специальные модули — модули операций.

Модуль «Согласование» предназначен для организации решения системы нелинейных уравнений в случае, когда не все входные параметры элементов изначально известны или заданы, а на выходные параметры, соответственно, наложены ограничения в виде равенства конкретным числовым значениям или значениям других параметров. Решение системы уравнений осуществляется с помощью модифицированного метода Ньютона. Необходимо подчеркнуть, что преимущество системы АСТРА заключается в том, что пользователю при формировании модели ГТД не нужно в явном виде описывать систему невязок и указывать варьируемые переменные. Достаточно указать способ определения параметров элементов (рассчитывается, задается пользователем, связан с другим параметром). Если указывается, что входной параметр определяется путем расчета, он автоматически становится варьируемым параметром. Если выходному параметру задано конкретное числовое значение или он связан с другим параметром – автоматически формируется невязка.

Модуль «Оптимизация» позволяет находить оптимальное сочетание проектных переменных (оптимизируемых параметров) из условия минимума или максимума параметра, выбранного в качестве целевой функции. Поиск решения осуществляется методом Нелдера-Мида (деформируемого многогранника). Для выполнения условной оптимизации на все числовые параметры модели могут быть наложены ограничения.

Модуль «Табуляция» реализует исследование модели объекта путем выполнения серии расчетов при различных значениях исходных данных. В этом случае для выбранных параметров указывается, что они являются табулируемыми и для них задается таблица значений.

Совокупность взаимосвязанных элементов и модулей операций представляет собой модель задачи, решаемой с использованием модели исследуемого двигателя. Модель задачи, в свою очередь, может комбинироваться с моделями других задач, тем самым возможно создавать модели комплексных задач с автоматической передачей данных между подзадачами.

Все операции по формированию виртуальной модели двигателя и решаемой задачи – добавление элементов и операций, задание связей между параметрами элементов, редактирование значений исходных данных и т.д. – осуществляются в интерактивном режиме с помощью встроенных средств, реализованных в виде библиотеки «CARCAS».

1.2 ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АСТРА

Автоматизированная система АСТРА обладает следующими возможностями:

- формирование моделей газотурбинных двигателей и энергетических установок произвольных схем, в том числе со сложными и комбинированными циклами;
- использование характеристик узлов;
- расчет двигателей с одновременным подводом различных топлив;
- выполнение проектного расчета;
- расчет эксплуатационных характеристик;
- оптимизация проектных параметров двигателя, в том числе по критериям оценки эффективности системы летательный аппарат–двигатель;
- оптимизация эксплуатационных характеристик;
- моделирование полетного цикла и др.

Таким образом, система АСТРА является комплексной, универсальной автоматизированной системой, охватывающей весь цикл термогазодинамического проектирования газотурбинного двигателя, а также его термогазодинамической доводки.

1.3 ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ВИРТУАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ И СХЕМ

Процесс формирования виртуальной модели рабочего процесса ГТД в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа АСТРА включает в себя несколько этапов.

1.3.1 Формулировка задачи для формирования модели двигателя

В зависимости от постановки задачи формируется перечень исходных данных, а также принимается решение об использовании в модели соответствующих типов элементов.

Для удобства в системе АСТРА элементы разбиты на четыре основные группы (рис. 1.1):

- элементы проектного расчета при постоянной теплоемкости (упрощенный проектный расчет);
- элементы проектного расчета (инженерный проектный расчет при переменной теплоемкости рабочего тела);
- элементы «завязки» выполненного двигателя (проектный расчет с образмериванием характеристик узлов, заданных в относительном виде, и расчетом площадей характерных сечений);
- элементы расчета характеристик.

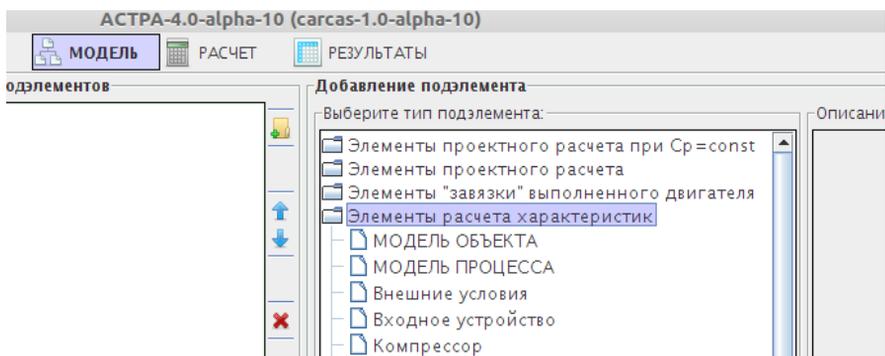


Рис. 1.1. Группы элементов для формирования модели ГТД

1.3.2 Запуск программного комплекса

В папке программного комплекса запускается файл `astra.jar`. Исполнение программы осуществляется в виртуальной машине Java, поэтому необходимо наличие установленной на компьютере среды исполнения Java (JRE).

В операционной системе Windows запуск программного комплекса осуществляется так же, как и запуск обычного исполняемого файла. В операционной системе Linux запуск осуществляется из окна терминала командой `java -jar astra.jar`.

После запуска программного комплекса появляется начальное окно, внешний вид которого представлен на рис. 1.2.

На левой панели отображается перечень доступных готовых моделей ГТД различных типов и схем, сформированных для решения типовых задач.



Рис. 1.2. Вид начального окна программного комплекса

На верхней панели находятся кнопки создания новой модели и загрузки ранее сформированной модели из файла.

1.3.3 Создание новой модели

При нажатии кнопки «Создать новую модель» открывается окно редактирования модели (рис. 1.3).

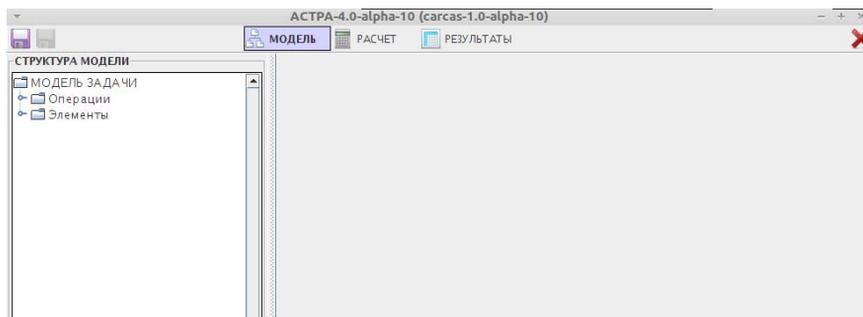


Рис. 1.3. Вид окна программы с новой моделью

На верхней панели находятся кнопки для сохранения информации о текущей модели в файл, а также кнопки, позволяющие переключать

режимы программы: формирование модели, запуск расчета и просмотр результатов.

На левой панели отображается дерево структуры модели. При выборе того или иного пункта на правой панели отображается окно его редактирования.

Например, при выборе пункта «Элементы» отображается панель добавления/удаления элементов в модель (рис. 1.4).

1.3.4 Добавление элементов в модель

В панели добавления элементов модели выбирается тип элемента, указывается его название и нажимается кнопка «+». Новый элемент отображается в дереве модели и в списке элементов, где можно изменить порядок расположения элементов, удалить выбранный элемент или загрузить отдельный элемент из файла.

Таким образом формируется элементный состав будущей модели двигателя (рис. 1.5).

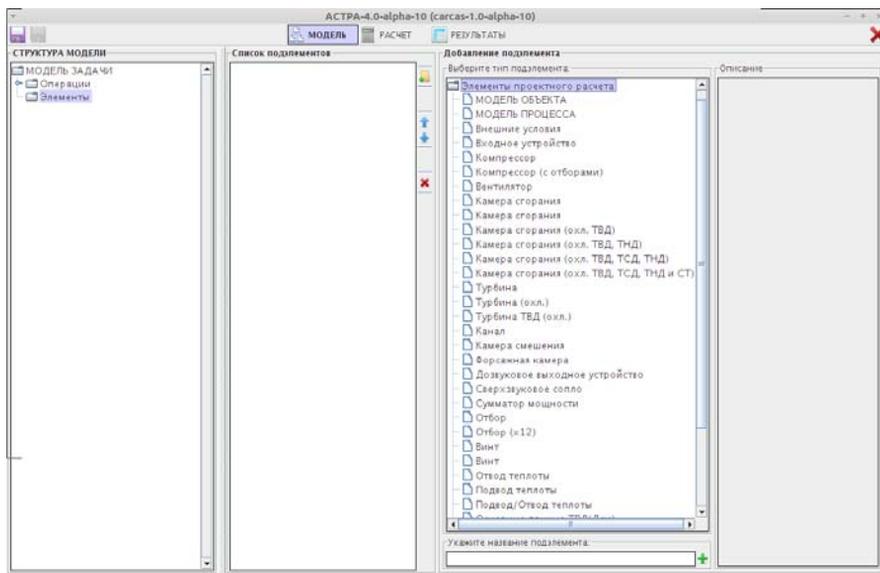


Рис. 1.4. Перечень типов элементов

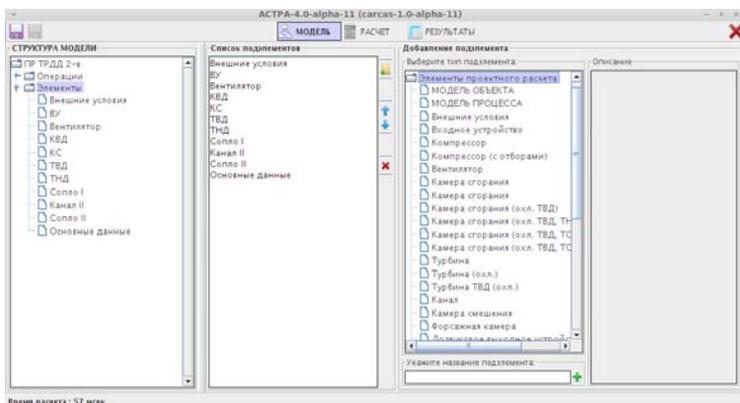


Рис. 1.5. Формирование списка элементов модели

1.3.5 Формирование связей элементов

При выборе элемента в дереве модели на правой панели отображается перечень всех его параметров. У каждого параметра можно отредактировать название, отметить будет ли он выводиться в таблице результатов, указать способ, каким образом будет определяться его значение, а также в случае, если значение параметра является исходным данным для решения задачи, указать это значение. Кроме того, при выборе параметра на нижней панели отображается его описание (рис. 1.6).

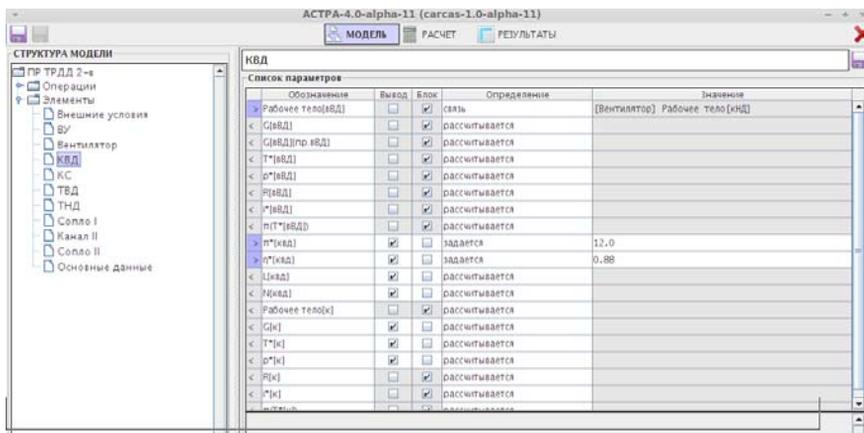


Рис. 1.6. Окно редактирования свойств параметров элемента

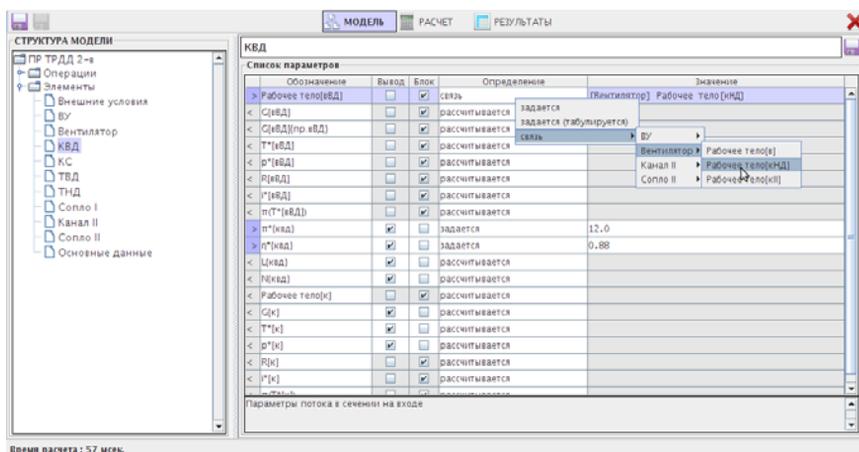


Рис. 1.7. Формирование связи параметров

Если параметр должен получать значение, рассчитанное в другом элементе, то необходимо двойным «щелчком» на ячейке в столбце «Определение» вызвать меню с возможными вариантами способа определения значения параметра, выбрать пункт «Связь», а в подпунктах указать название элемента и параметра, от которого будет приниматься значение (рис. 1.7).

1.3.6 Определение задаваемых и рассчитываемых параметров

Аналогично заданию связей параметров для всех параметров, значения которых являются исходными данными, в столбце «Определение» указывается пункт «задается» или «задается (табулируется)», после чего в столбце «Значение» указывается конкретное значение или таблица значений (рис. 1.8).

Затем для всех параметров, значение которых неизвестно и определяется в результате расчета, даже если параметр является входным для данного элемента, в столбце «Определение» указывается пункт «рассчитывается» (рис. 1.9).

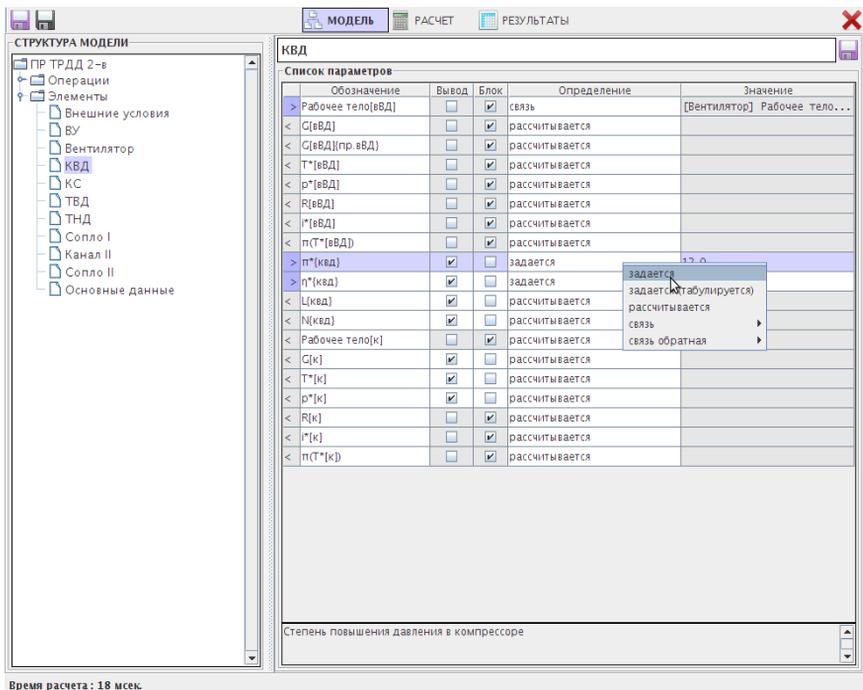


Рис. 1.8. Задание исходных данных

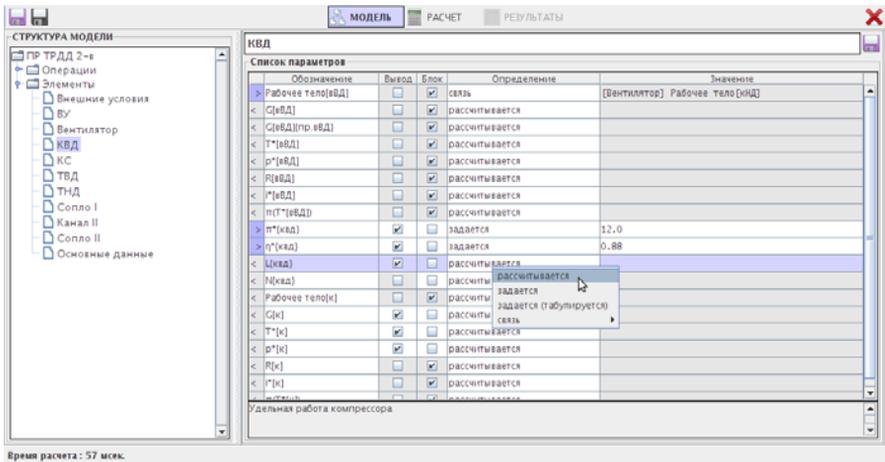


Рис. 1.9. Выбор рассчитываемых параметров

1.3.7 Настройка модели на решение различных задач проектирования

Виртуальная модель двигателя, сформированная в системе АСТРА, как правило соответствует решению конкретной задачи термодинамического проектирования. Однако при изменении постановки задачи модель может быть легко перенастроена.

Например, при перенастройке модели для «завязки» выполненного двигателя на расчет его характеристик система невязок остается прежней, меняется только перечень исходных данных, поэтому требуется лишь изменить способ определения значений некоторых параметров.

Чтобы подключить операцию оптимизации, необходимо выбрать в свойствах оптимизируемых параметров в столбце «Определение» пункт «оптимизируется», в настройках операции «Оптимизации» из выпадающего меню выбрать параметр, являющийся целевой функцией и указать тип оптимизации (минимизация или максимизация) (рис. 1.10).

Для исследования влияния различных факторов на параметры двигателя задается табулирование параметров, характеризующих данные факторы, и в таблице значений указывается диапазон их изменения (рис. 1.10).

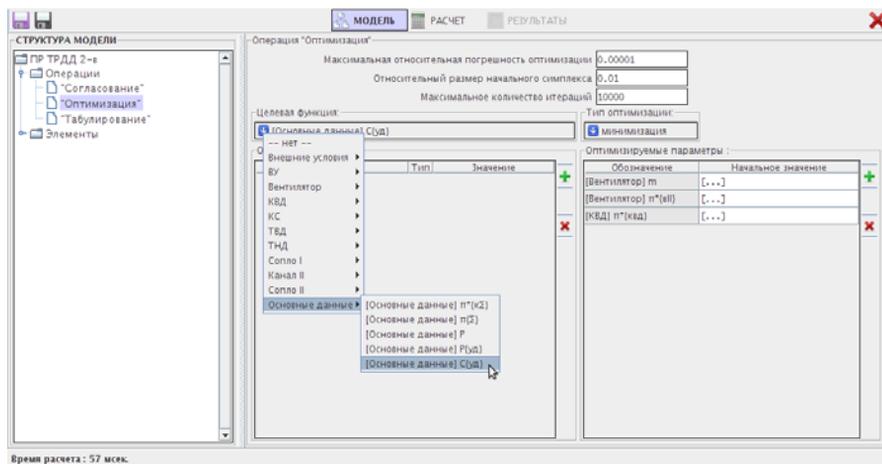


Рис. 1.10. Панель редактирования свойств операции «Оптимизация»

1.3.8 Сохранение модели, выполнение расчета, просмотр результатов и завершение работы

Информацию о сформированной модели можно сохранить в файл, а затем загрузить вновь при следующей работе с системой АСТРА. Для выполнения этой функции на верхней панели находятся кнопки «Сохранить» (для сохранения в текущий файл) и «Сохранить как» (для сохранения в новый файл). Название текущего файла отображается в правой части верхней панели. Рядом с ней расположена кнопка для закрытия модели (завершения работы с моделью) и возврата к начальному окну системы (рис. 1.11).



Рис. 1.11. Верхняя панель системы в режиме формирования модели

Выполнение расчета запускается кнопкой «Расчет» на верхней панели (рис. 1.12).

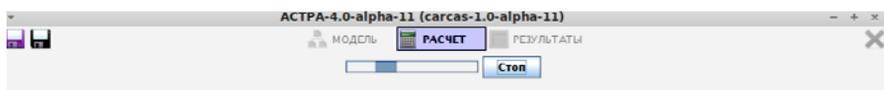


Рис. 1.12. Кнопка запуска расчета

По завершении расчета автоматически отображается панель с таблицей результатов (рис. 1.13).

Таблицу можно сохранить в файл в формате гипертекстового документа, а затем открыть в текстовом редакторе или редакторе электронных таблиц.

Возврат к редактированию модели осуществляется нажатием кнопки «Модель».

Текущие результаты сохраняются до тех пор, пока не изменятся значения исходных данных или настройки операций, и к ним можно вернуться, нажав кнопку «Результаты» (рис. 1.13).

АСТРА-4.0-alpha-11 (carcas-1.0-alpha-11)

МОДЕЛЬ РАСЧЕТ РЕЗУЛЬТАТЫ

Результаты расчета

Таблица Графики

[c]	[м/с]	441,2	478,38	512,8	521,45	529,92	538,21	546,35	554,33	562,17
Канал II										
σ (II)		1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
G(II)	[кг/с]	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33	83,33
T*(II)	[К]	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89	327,89
p*(II)	[кПа]	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988	151,988
Сопло II										
π (с рII)		1,5	1,5001	1,5	1,5	1,5	1,5001	1,4999	1,5	1,5
π (сII)		1,5	1,5001	1,5	1,5	1,5	1,5001	1,4999	1,5	1,5
φ (сII)		0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99	0,99
c(сII)	[м/с]	265,79	265,8	265,8	265,79	265,79	265,81	265,77	265,79	265,78
Основные данные										
π^* (кΣ)		20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4
π (Σ)		20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4	20,4
P	[кН]	29,62	30,26	30,85	31,41	31,94	32,45	32,93	33,38	33,82
P(уд)	[кН*с/кг]	0,2962	0,3026	0,3085	0,3141	0,3194	0,3245	0,3293	0,3338	0,3382
C(уд)	[кг/(кН*ч)]	32,85	33,7	34,58	35,46	36,37	37,28	38,21	39,15	40,1

Время расчета: 18 мсек.

Рис. 1.13. Таблица результатов расчета

Завершение работы с системой АСТРА осуществляется простым закрытием программы. Если текущая модель не была сохранена во времени последнего изменения, то появится окно с предложением сохранить информацию о модели в файл.

1.4 СИСТЕМНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Автоматизированная система АСТРА реализована в виде программного комплекса, написанном на языке объектно-ориентированного программирования Java. Программный комплекс работает на персональных компьютерах под управлением операционных сред Windows, Linux и MacOS.

Аппаратные требования:

- процессор с тактовой частотой не менее 1500 МГц;
- объем оперативной памяти не менее 256 Мб;
- монитор и видеокарта, поддерживающие режим отображения с разрешением не менее 1280x800 точек и разрядностью цветопередачи 16 бит;
- объем свободного пространства на жестком диске не менее 100 Мб.

Для запуска программного комплекса на компьютере должна быть установлена среда исполнения Java (JRE) версии не ниже 6u20.

1.5 ЦЕЛЬ, ЗАДАЧИ И ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Цели и особенности лабораторной работы

1. Знакомство с автоматизированной системой термогазодинамического расчета и анализа АСТРА и приобретение навыков формирования математических моделей газотурбинных двигателей и энергетических установок.

2. Приобретение навыков проведения проектного термогазодинамического расчета и проведения виртуального эксперимента с помощью автоматизированной системы АСТРА.

Порядок проведения лабораторной работы

1. Знакомство с интерфейсом автоматизированной системы АСТРА.

2. Расчет отдельных модулей одновального ТРД.

3. Формирование математической модели одновального ТРД для проектного расчета.

4. Проектный расчет одновального ТРД.

5. Модификация математической модели одновального ТРД для проведения виртуального эксперимента.

6. Построение зависимостей тяги P и удельного расхода топлива $C_{уд}$ от степени повышения давления π_k^* и температуры газа перед турбиной $T_{г.}^*$.

Лабораторная работа 2

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА НА РАБОТУ ЦИКЛА И ЭФФЕКТИВНЫЙ КПД ГТД С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АСТРА

2.1 ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является закрепление и углубление теоретических знаний, полученных в рамках изучения раздела курса лекций «Двигатель как тепловая машина» [1, гл. 5], развитие навыков анализа результатов численного эксперимента.

Задачи лабораторной работы:

1. Исследование влияния температуры газа перед турбиной на работу цикла и эффективный КПД ГТД.
2. Исследование влияния суммарной степени повышения давления на работу цикла и эффективный КПД ГТД.
3. Анализ полученных результатов и построение необходимых для анализа графиков.

Основное внимание при выполнении лабораторной работы должно быть уделено анализу результатов и выводам.

2.2 ГТД КАК ТЕПЛОВАЯ МАШИНА

2.2.1 Диаграмма i - s рабочего процесса ГТД

Рабочий процесс ГТД наглядно иллюстрирует i - s -диаграмма. Если на ней провести линии $p = \text{const}$, $T = \text{const}$ ($i = \text{const}$) по значениям давления и температуры рабочего тела в характерных сечениях основного контура двигателя (рис. 2.1), то на пересечении получим точки, характеризующие состояние рабочего тела в этих сечениях. Соединив эти точки линиями, получим изображение цикла ГТД (контур Н–В–К–Г–Т–С–Н, рис. 2.1), который состоит из следующих процессов:

- Н–В – динамическое сжатие воздуха в воздухозаборнике за счет скоростного напора набегающего потока (этот процесс совершается частично перед воздухозаборником);
- В–К – механическое сжатие рабочего тела в компрессоре;
- К–Г – изобарический подвод тепла к рабочему телу в камере сгорания;
- Г–Т – расширение газа в турбине;
- Т–С – расширение газа в канале сопла;
- С–Н – изобарический отвод тепла от струи горячих газов, вытекающих из двигателя, во внешнюю среду.

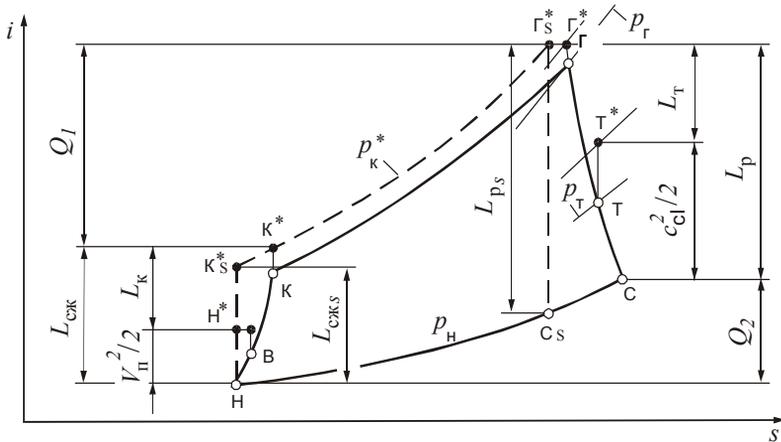


Рис. 2.1. Диаграмма i - s рабочего процесса ГТД:
 ○ – статические параметры; ● – полные параметры

Если кроме точек, характеризующих статические параметры рабочего тела в различных сечениях проточной части, на рис. 2.1 нанести точки, характеризующие полные параметры, то по i - s -диаграмме можно определить (в расчете на 1 кг рабочего тела):

кинетическую энергию скорости полета

$$\frac{V_{\text{П}}^2}{2} = i_{\text{Н}}^* - i_{\text{Н}};$$

удельную работу сжатия воздуха в компрессоре

$$L_{\text{К}} = i_{\text{К}}^* - i_{\text{Н}}^*;$$

тепло, подведенное к рабочему телу в камере сгорания,

$$Q_1 = i_{\Gamma}^* - i_{\text{к}}^* ;$$

удельную работу расширения газа в турбине

$$L_{\text{T}} = i_{\Gamma}^* - i_{\text{T}}^* ;$$

кинетическую энергию газового потока, вытекающего из основного контура двигателя,

$$\frac{c_{\text{с}}^2}{2} = i_{\text{T}}^* - i_{\text{с}} ;$$

тепло, отведенное от рабочего тела в атмосферу,

$$Q_2 = i_{\text{с}} - i_{\text{н}} . \quad (2.1)$$

Сложив величины $V_{\text{п}}^2 / 2$ и $L_{\text{к}}$, получим условную величину, которую называют **суммарной работой сжатия**:

$$L_{\text{сж}} = \frac{V_{\text{п}}^2}{2} + L_{\text{к}} = i_{\text{к}}^* - i_{\text{н}} . \quad (2.2)$$

Сложив величины L_{T} и $c_{\text{с}}^2 / 2$, получим условную величину – **суммарную работу расширения**:

$$L_{\text{р}} = L_{\text{T}} + \frac{c_{\text{с}}^2}{2} = i_{\Gamma}^* - i_{\text{с}} . \quad (2.3)$$

Суммарным работам $L_{\text{сж}}$ и $L_{\text{р}}$ соответствуют объединенные процессы: Н–К – сжатия воздуха в воздухозаборнике и компрессоре; Г–С – расширения газа в турбине и в канале сопла.

Из рис. 2.1 следует, что

$$L_{\text{сж}} + Q_1 = L_{\text{р}} + Q_2 . \quad (2.4)$$

Равенство (2.4) представляет собой, по существу, уравнение сохранения энергии.

Рабочий процесс в воздухозаборнике может протекать по-разному в зависимости от условий полета. На рис. 2.1 приведена i - s -диаграмма процесса сжатия для случая, когда скорость полета превышает скорость потока перед компрессором ($V_{\text{п}} > c_{\text{в}}$), что соответствует боль-

В общем случае работа цикла ГТД складывается из приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, и механической работы $L_{\text{тл}}$.

Таким образом, работой цикла называют и полезно используемое тепло (2.5), и механическую энергию (2.6). На основании (2.5) определяется величина работы цикла, а на основании (2.6) определяется в конечном счете скорость истечения газа из двигателя, а следовательно и его тяга.

Вывод формулы работы цикла, выраженной через параметры цикла. Выразим работу цикла через параметры рабочего процесса, для чего действительные работы расширения L_p и сжатия $L_{\text{сж}}$ в формуле (2.5) выразим через их идеальные значения (см. рис. 2.1), чтобы затем от отношения температур по уравнению изоэнтропы перейти к отношению давлений.

Отношение работ сжатия в идеальном и действительном процессах называют суммарным КПД процесса сжатия: $\eta_{\text{сж}} = L_{\text{сж} \text{ идеал}} / L_{\text{сж}}$. Он показывает, какую долю от величины $L_{\text{сж}}$ составляет идеальная работа, затраченная на сжатие воздуха без потерь при одинаковой степени повышения давления в обоих случаях, и оценивает потери в процессе сжатия воздуха в воздухозаборнике и компрессоре. Величина $\eta_{\text{сж}}$ зависит от степени совершенства воздухозаборника и компрессора, скорости полета, от суммарной степени повышения давления и может изменяться в широких пределах. Для дозвуковых и небольших сверхзвуковых скоростей полета $\eta_{\text{сж}} = 0,75 \dots 0,85$.

Отношение действительной работы расширения к ее значению в идеальном процессе называют суммарным КПД расширения: $\eta_p = L_p / L_{p \text{ идеал}}$. С его помощью учитываются потери в камере сгорания, турбине и в канале сопла. Величина КПД η_p зависит от суммарной степени понижения давления, степени совершенства камеры сгорания, турбины и сопла, а также от соотношения величин, характеризующих работу этих узлов, и изменяется обычно в пределах $\eta_p = 0,85 \dots 0,95$.

Выражая действительную работу, затраченную на сжатие и расширение, через идеальную, а идеальную – через температуру начала и конца процесса и подставляя эти выражения в уравнение (2.5), имеем

$$L_e = c_{p_2} (T_{\text{г}}^* - T_{\text{св}}) \eta_p - c_p (T_{\text{кс}}^* - T_{\text{н}}) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}}.$$

Если вынести $T_{г}^*$ и $T_{н}$ за скобки, то с учетом уравнения изоэнтропы получим

$$L_e = c_{p_2} T_{г}^* \left(1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\frac{k_2-1}{k_2}} \right) \eta_p - c_p T_{н} \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}}. \quad (2.7)$$

Здесь $\pi_{\Sigma} = p_{к}^* / p_{н}$ – суммарная степень повышения (понижения) давления в цикле, равная произведению степеней повышения давления во входном устройстве и компрессоре:

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\nu} \sigma_{вх} \pi_{к\Sigma}^*. \quad (2.8)$$

В уравнении (2.7) показатель изоэнтропы k_2 и удельная теплоемкость газа c_{p_2} зависят от состава рабочего тела и его температуры. Однако диапазон их изменения несоизмерим с диапазоном изменения параметров цикла. Поэтому при качественном анализе уравнения (2.7) изменение этих величин не учитывается, и при дальнейших аналитических преобразованиях будем полагать, что $k_2 = k$ и $c_{p_2} = c_p$.

Из полученного уравнения видно, что работа цикла зависит от величин $T_{г}^*$, π_{Σ} , которые называются параметрами рабочего процесса (их называют также параметрами цикла), КПД процессов сжатия $\eta_{сж}$ и расширения η_p , а также от температуры наружного воздуха $T_{н}$. Она не зависит от давления наружного воздуха. С изменением скорости полета изменяется степень повышения давления π_{ν} и, следовательно, π_{Σ} . Поэтому работа цикла зависит от скорости полета.

2.2.3 Зависимость работы цикла от его параметров

Проанализируем зависимость работы цикла сначала от температуры газа перед турбиной, а затем от суммарной степени повышения давления при условии, что $T_{н}$, $\eta_{сж}$ и η_p постоянны.

2.2.3.1 Зависимость работы цикла от температуры газа перед турбиной

Пусть температура газа перед турбиной изменяется при $\pi_{\Sigma} = \text{const}$. Из уравнения (2.7) следует, что с увеличением температуры $T_{г}^*$ работа расширения газа увеличивается пропорционально этой температуре, а

работа сжатия от нее не зависит. Поэтому работа цикла изменяется по T_{Γ}^* линейно (рис. 2.3).

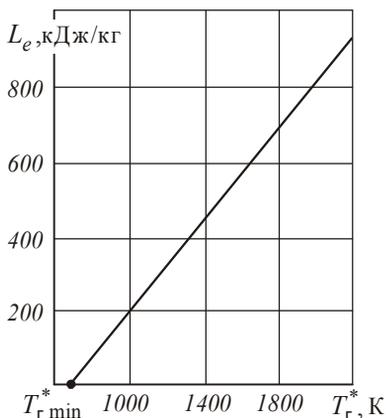


Рис. 2.3. Зависимость работы цикла L_e от T_{Γ}^*

При снижении T_{Γ}^* работа цикла уменьшается и при некоторой минимальной температуре $T_{\Gamma \min}^*$ обращается в нуль. Используя уравнение (2.7), из условия $L_e = 0$ получаем выражение для $T_{\Gamma \min}^*$:

$$T_{\Gamma \min}^* = T_{\text{н}} \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \frac{1}{\eta_{\text{сж}} \eta_{\text{р}}} = \frac{T_{\text{кs}}^*}{\eta_{\text{сж}} \eta_{\text{р}}}. \quad (2.9)$$

Для идеального цикла (при отсутствии гидравлических потерь в процессах сжатия и расширения $\eta_{\text{сж}} = \eta_{\text{р}} = 1$) $T_{\Gamma \min}^* = T_{\text{кs}}^*$. Следовательно, работа цикла равна нулю, когда температура газа перед турбиной равна температуре воздушного потока за компрессором и тепло к рабочему телу не подводится ($Q_{1 \min} = 0$).

Сравним величины $T_{\Gamma \min}^*$ и $T_{\text{к}}^*$ для действительного цикла. Используя уравнение (2.2), выразим температуру $T_{\text{к}}^*$ через параметры рабочего процесса:

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{н}} + T_{\text{н}} \left(\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}},$$

откуда

$$T_{\text{к}}^* = T_{\text{кs}}^* / \eta_{\text{сж}} - T_{\text{н}} (1 / \eta_{\text{сж}} - 1).$$

Сопоставление полученного выражения с (2.9) показывает, что для действительного цикла минимальная температура газа перед турбиной выше температуры воздуха за компрессором, следовательно, тепло к рабочему телу подводится, т.е. $Q_{1 \min} > 0$. Так как работа цикла при этом равна нулю, все подведенное тепло идет на преодоление гидравлических потерь и отводится от двигателя с выхлопными газами.

Из (2.9) следует, что $T_{г \min}^*$ зависит от суммарной степени повышения давления π_{Σ} , величины $T_{н}$ и от потерь в цикле (рис. 2.4).

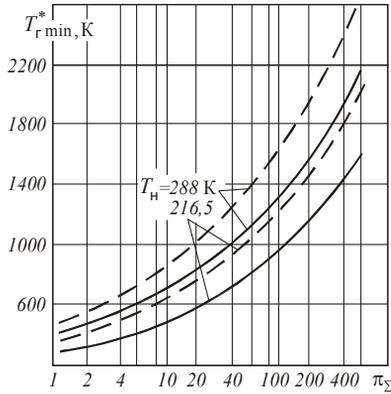


Рис. 2.4. Зависимости $T_{г \min}^*$ от π_{Σ} при различных значениях $T_{н}$:
 - - - $\eta_{сж} = 0,75, \eta_{п} = 0,83$; — $\eta_{сж} = 0,85, \eta_{п} = 0,93$

2.2.3.2 Зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления

Рассмотрим зависимость работы цикла от суммарной степени повышения давления при условии, что другие параметры, от которых зависит величина L_e , неизменны. Для этого представим уравнение (2.7) в виде

$$L_e = c_p T_{н} \left(1 - 1/\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \right) \eta_p \left[\frac{T_{г}^*}{T_{н}} - \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \frac{1}{\eta_{сж} \eta_p} \right]. \quad (2.7a)$$

Из (2.7a) следует, что работа цикла равна нулю в двух случаях: при $\pi_{\Sigma} = 1$ и при

$$\pi_{\Sigma} = \left(\frac{T_{г}^*}{T_{н}} \eta_{сж} \eta_p \right)^{\frac{k}{k-1}} = \pi_{\Sigma \text{ пр}}. \quad (2.9a)$$

В первом случае давление в камере сгорания равно атмосферному, отсутствует перепад давления при расширении газа и рабочее тело неспособно, хотя тепло к газу подводится.

Во втором случае работоспособность газа высокая (большой перепад давления в процессе расширения), но подведенного тепла хватает только на преодоление потерь. Это объясняется тем, что суммарная степень повышения давления достигает предельного значения $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, при котором заданная температура становится минимальной $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{min}}^*$, цикл вырождается. Это очевидно, если из уравнения (2.9a) выразить T_{Γ}^* через $\pi_{\Sigma \text{пр}}$. Так как работа цикла обращается в нуль при двух значениях π_{Σ} (рис. 2.5), а величина L_e всегда положительна, то она должна иметь максимум.

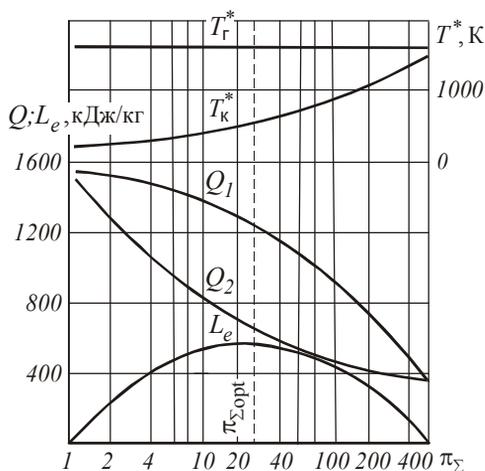


Рис. 2.5. Зависимости работы цикла и определяющих ее параметров от π_{Σ} при $T_{\text{H}} = 216 \text{ K}$

Для определения максимума функции $L_e = f(\pi_{\Sigma})$ и соответствующего оптимального значения $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ представим уравнение (2.7) в следующем виде:

$$L_e = c_p T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_p - c_p T_{\text{H}} (e - 1) \frac{1}{\eta_{\text{сж}}},$$

где $e = \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}$.

Если найти производную

$$\frac{\partial L_e}{\partial e} = \frac{c_p T_{\Gamma}^* \eta_p}{e^2} - \frac{c_p T_H}{\eta_{сж}}$$

и приравнять ее нулю, то получим

$$e_{\text{opt}} = \sqrt{(T_{\Gamma}^* / T_H) \eta_{сж} \eta_p},$$

откуда

$$\pi_{\Sigma \text{opt}} = \sqrt{\left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_H} \eta_{сж} \eta_p \right)^{\frac{k}{k-1}}} = \sqrt{\pi_{\Sigma \text{пр}}}. \quad (2.10)$$

Оптимальная степень повышения давления, как и величина $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, является функцией степени повышения температуры рабочего тела T_{Γ}^/T_H и потерь в цикле. Чем больше подведено тепла и меньше потери, тем больше величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}$.*

Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ не зависит от скорости полета. Величине $\pi_{\Sigma \text{opt}}$, согласно (2.8), соответствует оптимальная степень повышения давления компрессора $\pi_{\text{кopt}}^* = \pi_{\Sigma \text{opt}} / \pi_{\nu} \sigma_{\text{вх}}$, которая зависит от скорости полета: с увеличением $V_{\text{п}}$ степень повышения давления в воздухозаборнике $\pi_{\nu} \sigma_{\text{вх}}$ повышается, а $\pi_{\text{кopt}}^*$ снижается. Она снижается практически до единицы при скоростях полета, соответствующих числам $M_{\text{п}} = 2,5 \dots 3$.

Итак, с увеличением π_{Σ} работа цикла сначала возрастает, достигая максимума, а затем снижается. *Возникновение максимума работы цикла объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела (ростом избыточного давления в камере сгорания, что приводит к уменьшению потерь тепла Q_2) и одновременным снижением количества подведенного тепла Q_1 вследствие повышения температуры воздуха за компрессором (см. рис. 2.5).* Вначале, при малых значениях π_{Σ} , преобладает влияние первого фактора, а затем – второго. (Рост работоспособности рабочего тела количественно оценивается, как будет показано в следующем разделе, величиной термического КПД – см. рис. 2.9.)

Заметим, что снижение работы цикла до нуля при $T_{\Gamma}^* = T_{\Gamma \text{min}}^*$ (см. рис. 2.3) и при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{пр}}$ (см. рис. 2.5) имеет одинаковый физический

смысл. В обоих случаях цикл вырождается вследствие уменьшения количества тепла, подведенного к рабочему телу. В первом случае теплоотвод уменьшается из-за снижения температуры газа перед турбиной, а во втором – из-за увеличения температуры воздуха на выходе из компрессора.

Проведенный анализ показывает, что для *значительного увеличения работы цикла необходимо изменять не только температуру газа перед турбиной, но и суммарную степень повышения давления*. Например, с увеличением температуры T_{Γ}^* от 1000 до 2000 К оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ и работа цикла увеличиваются приблизительно в 4 раза (рис. 2.6).

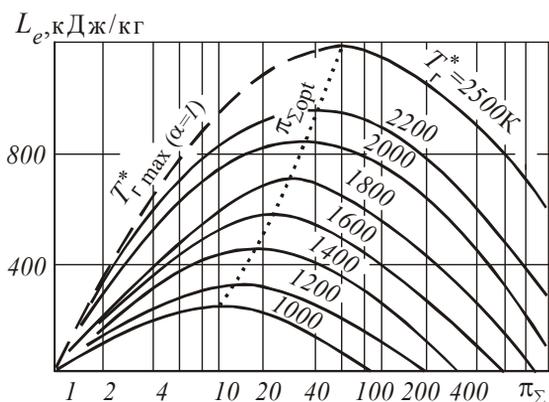


Рис. 2.6. Зависимость работы цикла L_e от π_{Σ} при $T_{\Gamma}^* = \text{var}$, $T_{\text{H}} = 216$ К

2.2.4 Эффективный КПД

Эффективным КПД газотурбинного двигателя называют отношение работы цикла L_e к располагаемой энергии внесенного в двигатель топлива Q_0 :

$$\eta_e = L_e / Q_0.$$

Он показывает, какая часть располагаемой энергии топлива преобразуется в полезную работу и, следовательно, характеризует двигатель как тепловую машину.

Располагаемая энергия внесенного в двигатель топлива Q_0 , проходящего на 1 кг воздуха, связана с теплом Q_1 , подведенным к 1 кг воздуха, через коэффициент полноты сгорания топлива:

$$Q_0 = Q_1 / \eta_r,$$

и поэтому

$$\eta_e = \eta_r \frac{L_e}{Q_1}. \quad (2.11)$$

Умножим числитель и знаменатель полученной формулы на L_{es} (работа идеального цикла) и, пренебрегая различием Q_1 и Q_{1s} (тепло, подведенное в действительном и идеальном циклах), представим (2.11) в приближенном виде:

$$\eta_e \approx \eta_r \eta_t \eta_{r1}, \quad (2.12)$$

где $\eta_t = L_{es} / Q_{1s}$ – термический КПД идеального цикла;

$\eta_{r1} = L_e / L_{es}$ – коэффициент гидравлических потерь в основном контуре двигателя.

Термический КПД показывает, какую часть от подведенного тепла составляет работа идеального цикла. Он учитывает потери тепла Q_{2s} , обусловленные несовершенством идеального цикла Брайтона ($p = \text{const}$).

Если в формулу $\eta_t = 1 - Q_{2s} / Q_{1s}$ подставить Q_{1s} и Q_{2s} , выраженные через параметры цикла,

$$Q_{1s} = c_p \left(T_{r}^* - T_H \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \right); \quad Q_{2s} = c_p \left(T_{r}^* / \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} - T_H \right),$$

то получим

$$\eta_t = 1 - \frac{1}{\pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (2.13)$$

Из (2.13) видно, что термический КПД однозначно определяется суммарной степенью повышения давления в цикле.

Коэффициент гидравлических потерь η_{r1} показывает, какую часть от идеальной работы цикла составляет его эффективная (действительная) работа. Он учитывает работу, затраченную на преодоление гид-

равлических и газодинамических потерь в процессах сжатия, подвода тепла и расширения, $L_{r1} = L_{rcж} + L_{rp}$ (рис. 2.7):

$$\eta_{r1} = 1 - \frac{L_{r1}}{L_{es}} \quad (2.14)$$

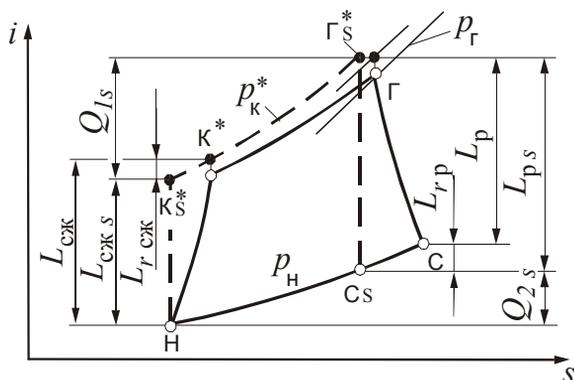


Рис. 2.7. К сравнению циклов ГТД при одинаковых T_{Γ}^* , π_{Σ} и T_H :
 - - - идеального; — — действительного

Эффективный КПД, как следует из определения, является термическим КПД действительного цикла. Однако в отличие от термического КПД он учитывает не только тепловые потери идеального цикла Q_{2s} (рис. 2.7), но и потери от неполного сгорания топлива, гидравлические и газодинамические потери в процессах сжатия, подвода тепла и расширения. Как следует из (2.11), эффективный КПД зависит от тех же параметров, от которых зависит работа цикла, и, кроме того, от коэффициента полноты сгорания топлива.

2.2.5 Зависимость эффективного КПД от параметров цикла

Проанализируем зависимость η_e , как и L_e , сначала от T_{Γ}^* , затем от π_{Σ} при постоянных значениях T_H , $\eta_{сж}$, η_p и, кроме того, при $\eta_{\Gamma} = \text{const}$.

Зависимость эффективного КПД от температуры газа перед турбиной. Рассмотрим ее при $\pi_{\Sigma} = \text{const}$.

Если $T^*_r = T^*_{r\min}$, то работа цикла равна нулю, а Q_1 больше нуля. Следовательно, согласно уравнению (2.11), эффективный КПД также равен нулю. В этом случае все подведенное тепло идет на преодоление потерь.

С ростом T^*_r увеличивается работа цикла, что приводит к повышению коэффициента гидравлических потерь η_{r1} (см. формулу (2.14), в которой величину L_{r1} с некоторыми допущениями можно принять постоянной) и, следовательно, эффективного КПД.

Если T^*_r стремится к бесконечности, то η_{r1} стремится к пределу, равному, строго говоря, КПД процесса расширения, а η_e к произведению трех величин: термического КПД, КПД процесса расширения и коэффициента полноты сгорания топлива (рис. 2.8).

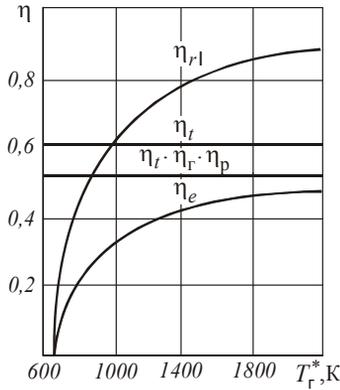


Рис. 2.8. Зависимости коэффициента гидравлических потерь и эффективного КПД от T^*_r ($\pi_\Sigma = 25$, $T_H = 216 \text{ K}$)

Зависимость эффективного КПД от суммарной степени повышения давления. Проанализируем эту зависимость при условии, что все остальные величины, от которых зависит η_e , постоянны.

При $\pi_\Sigma = 1$ и $\pi_\Sigma = \pi_{\Sigma\text{пр}}$ эффективный КПД равен нулю, так как работа цикла равна нулю, а подведенное тепло $Q_1 > 0$. Следовательно, в диапазоне значений π_Σ от 1 до $\pi_{\Sigma\text{пр}}$ КПД должен иметь максимум.

В указанном диапазоне эффективный КПД изменяется в соответствии с изменением произведения $\eta_t \eta_{r1}$. С увеличением суммарной

степени повышения давления термический КПД монотонно увеличивается (рис. 2.9). Коэффициент гидравлических потерь изменяется так же, как и работа идеального цикла, что следует из анализа формулы (2.14) при $L_{r1} = \text{const}$, и имеет максимум при соответствующей оптимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$.

С повышением π_{Σ} от 1 до $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ эффективный КПД увеличивается, так как увеличиваются термический КПД и коэффициент гидравлических потерь. В диапазоне значений π_{Σ} , близких к $\pi_{\Sigma \text{opt}}$, эффективный КПД продолжает расти вследствие повышения термического КПД, при этом величина η_{r1} сохраняется примерно постоянной. Максимум он достигает при условии

$$\frac{\partial \eta_t}{\partial \pi_{\Sigma}} = - \frac{\partial \eta_{r1}}{\partial \pi_{\Sigma}}.$$

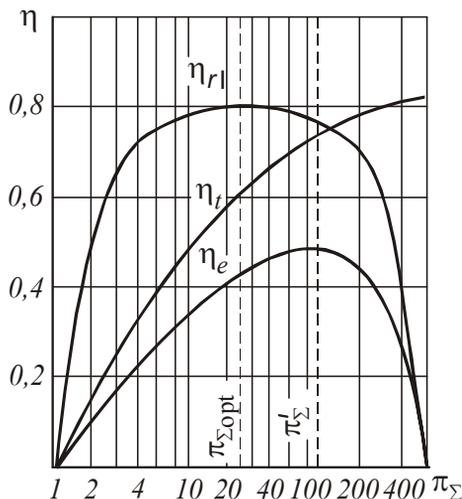


Рис. 2.9. Зависимости термического КПД, коэффициента гидравлических потерь и эффективного КПД от π_{Σ} ($T^*_{r} = 1600 \text{ K}$, $T_{H} = 216 \text{ K}$)

Таким образом, степень повышения давления π'_{Σ} , при которой эффективный КПД становится максимальным, больше величины $\pi_{\Sigma \text{opt}}$. При дальнейшем повышении π_{Σ} в диапазоне от π'_{Σ} до $\pi_{\Sigma \text{пр}}$ КПД η_e снижается из-за уменьшения коэффициента гидравлических потерь.

Наличие максимума эффективного КПД объясняется противоположным влиянием двух факторов: ростом работоспособности рабочего тела с увеличением π_{Σ} (ростом η_t) и уменьшением коэффициента гидравлических потерь вследствие снижения количества подведенного тепла при высоких значениях суммарной степени повышения давления. Возникновение максимума эффективного КПД объясняется влиянием факторов, которые обуславливают максимум работы цикла.

Величина π'_{Σ} , как и $\pi_{\Sigma \text{opt}}$, зависит от степени повышения температуры $T^*_{\Gamma} / T_{\text{H}}$ и от потерь в цикле. С увеличением температуры газа перед турбиной от 1000 до 2000 К величина π'_{Σ} увеличивается от ~ 20 до ~ 150 (при фиксированном уровне потерь), что в 2–4 раза превышает оптимальную степень повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$. В результате максимальный эффективный КПД увеличивается от $\sim 0,33$ до $\sim 0,53$.

Зависимости эффективного КПД и работы цикла от суммарной степени повышения давления и температуры газа перед турбиной ограничены предельной степенью повышения давления и, кроме того, максимальной температурой $T^*_{\Gamma \text{max}}$, соответствующей стехиометрическому сгоранию топлива [1, разд. 4.1.3].

2.3 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Перед началом лабораторной работы преподаватель проверяет знание студентом теоретических основ, необходимых для последующего анализа результатов. Изучение этих основ обеспечивается в процессе посещения лекций, а также самостоятельного изучения студентами соответствующих разделов учебника [1] и данного лабораторного практикума. Необходимо также подготовиться к решению задач и ответу на контрольные вопросы по 5 главе учебника [1].

После допуска к лабораторной работе каждому студенту выдается бланк индивидуального задания в печатном виде, который является также титульным листом отчета. В задании указываются следующие исходные данные:

- температура атмосферного воздуха T_{H} ;
- КПД процесса сжатия $\eta_{\text{сж}}$;

- КПД процесса расширения η_p ;
- коэффициент полноты сгорания топлива η_f ;
- температура газа перед турбиной T_f^* ;
- суммарная степень повышения давления π_Σ .

Расчетный эксперимент выполняется студентами самостоятельно в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа АСТРА с помощью специально сформированной математической модели ГТД.

После запуска автоматизированной системы АСТРА в главном окне необходимо нажать кнопку «Открыть модель» (рис. 2.10).

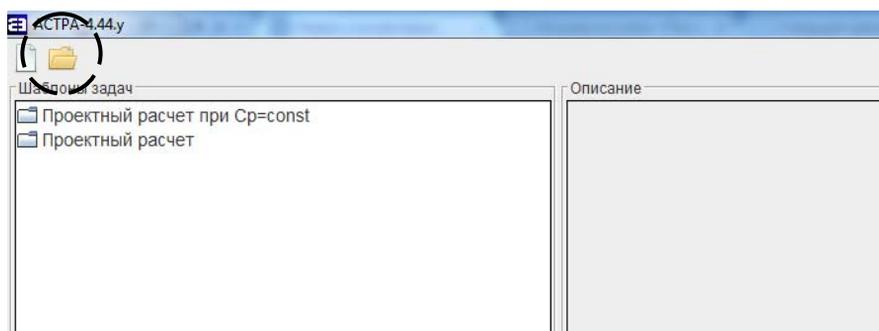


Рис. 2.10. Внешний вид главного окна после запуска системы

Далее необходимо выбирать специально созданную для проведения лабораторной работы модель ГТД, которая называется «ЛР_глава5.mdl.xml» (рис. 2.11). Более подробно об основах формирования математических моделей в САЕ-системе АСТРА написано в [2].

После открытия модели ГТД необходимо выделить в дереве структуры модели элемент «Исходные данные» и в соответствии с заданием внести свои исходные данные (рис. 2.12).

После ввода исходных данных необходимо нажать кнопку «Расчет» в верхней части окна системы АСТРА. После проведения расчета в окне системы появятся результаты (рис. 2.13). Если в таблице хотя бы часть ячеек имеет красный цвет, расчет не был завершён корректно. Чаще всего причиной для этого являются неправильно введенные исходные данные.

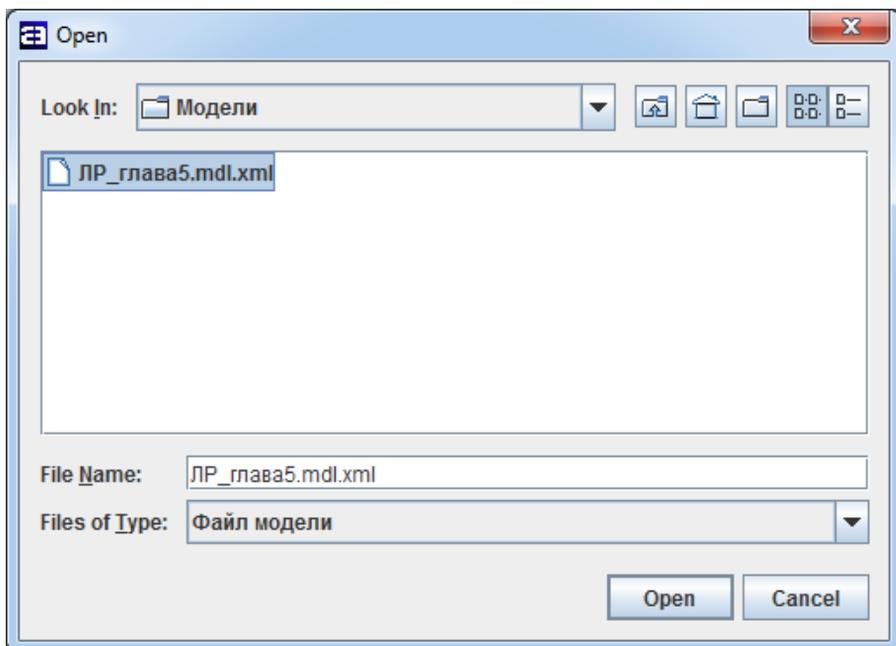


Рис. 2.11. Окно выбора модели для загрузки

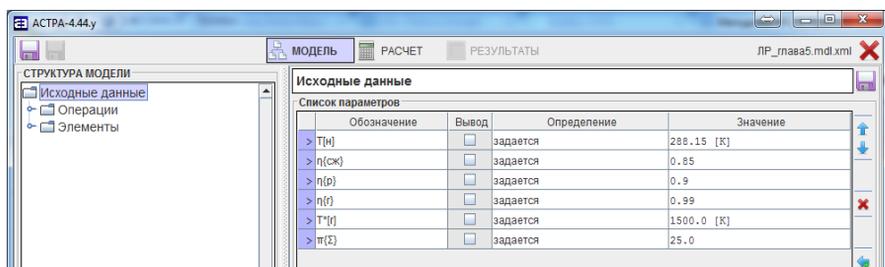


Рис. 2.12. Ввод исходных данных для расчета

Для того чтобы провести анализ полученных данных и построить необходимые для этого графики, необходимо перенести их в файл отчета. Для этого нажатием левой клавиши мыши внутрь появившейся таблицы выделяем всю таблицу (нажатием клавиш Ctrl+A), затем копируем таблицу в буфер обмена (нажатием клавиш Ctrl+C). Открываем лист "Результаты" электронного отчета в программе MS Excel и встав-

ляем полученную таблицу из буфера обмена (нажатием клавиш Ctrl+V) (рис. 2.14).

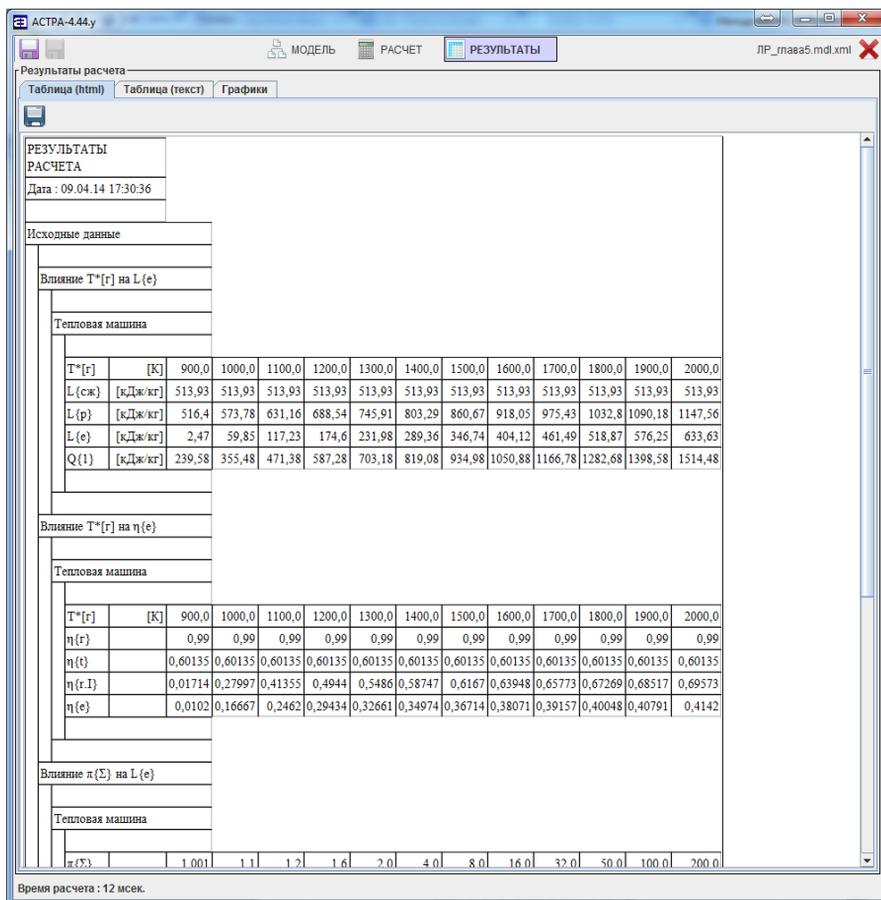


Рис. 2.13. Результаты расчета

Копируем ячейки с результатами влияний параметров цикла на L_e и η_e на соответствующие листы файла отчета ("Tг-->Le", "Tг-->КПД", "П-->Le" и "П-->КПД") (рис. 2.15). Графики на листах отчета будут построены по внесенным данным автоматически, необходимо проверить их соответствие теоретическим зависимостям, а затем получить разрешение на печать отчета.

The screenshot shows an Excel spreadsheet with the following data tables:

Table 1: Influence of T_r on L_e (Thermal engine)

T_r [K]	900	1000	1100	1200	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000
$L_{(e)}$ [Дж/кг]	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93	513.93
$L(p)$ [Дж/кг]	516.4	573.78	631.16	688.54	745.91	803.29	860.67	918.05	975.43	1032.8	1090.18	1147.56
$L(e)$ [Дж/кг]	2.47	59.85	117.23	174.6	231.98	289.36	346.74	404.12	461.49	518.87	576.25	633.63
Q_t [Дж/кг]	239.58	355.48	471.38	587.28	703.18	819.08	934.98	1050.88	1166.78	1282.68	1398.58	1514.48

Table 2: Influence of T_r on η_e (Thermal engine)

η_e	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
η_D	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135	0.60135
$\eta(r)$	0.01714	0.27997	0.41365	0.4944	0.5486	0.58747	0.6167	0.63948	0.65773	0.67269	0.68517	0.69573
$\eta(e)$	0.0102	0.16667	0.2462	0.29434	0.32661	0.34974	0.36714	0.38071	0.39157	0.40048	0.40791	0.4142

Table 3: Influence of π_2 on L_e (Thermal engine)

π_2	1.001	1.1	1.2	1.6	2	4	8	16	32	50	100	200
$L_{(e)}$ [Дж/кг]	0.1	9.41	18.22	48.96	74.62	165.58	276.46	411.62	576.39	701.11	925.29	1207.42
$L(p)$ [Дж/кг]	0.39	36.57	69.2	172.23	247.23	455.39	630.66	778.24	902.5	971.9	1065.56	1144.42
$L(e)$ [Дж/кг]	0.29	27.16	50.99	123.26	172.61	289.81	354.2	366.62	326.11	270.8	136.29	-63
Q_t [Дж/кг]	1448.81	1439.5	1430.69	1399.94	1374.29	1283.33	1172.45	1037.29	872.62	747.8	519.63	241.49

Table 4: Influence of π_2 on η_e (Thermal engine)

η_e	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99	0.99
η_D	0.00029	0.02686	0.05076	0.12566	0.17966	0.32705	0.44796	0.54714	0.6285	0.67290	0.73173	0.77993
$\eta(r)$	0.70265	0.7024	0.7021	0.70068	0.69907	0.6905	0.67441	0.64597	0.59467	0.53809	0.35843	-0.33448
$\eta(e)$	0.0002	0.01868	0.03520	0.08717	0.12434	0.22357	0.29908	0.3499	0.37002	0.3585	0.25965	-0.25826

Рис. 2.14. Таблица результатов в файле отчета

Центральным местом работы является анализ результатов расчета и основные выводы по результатам анализа. В выводах необходимо дать краткий анализ влияния температуры газа перед турбиной T_r^* , а также влияние суммарной степени повышения давления π_2 на работу цикла и эффективный КПД.

Результаты анализа необходимо изложить на листах отчета доказательно, коротко, четко и хорошим почерком.

Распечатанные листы отчета сшиваются с бланком задания, который помещается в качестве первой страницы. Проставляются номера страниц.

В заключение (и это главное) необходимо хорошо обдумать полученные результаты и подготовиться к решению задач и ответу на контрольные вопросы.

2.4 СДАЧА ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАЧИ

В процессе сдачи лабораторной работы нужно будет ответить на заданные преподавателем 2-3 вопроса и решить 2-3 задачи из указанного списка. Эти ответы нужно будет приложить в конце отчета по лабораторной работе и скрепить с ним.

Лабораторная работа сдается преподавателю в распечатанном виде, электронная версия формируется студентом по образцу (см. рис. 2.15).

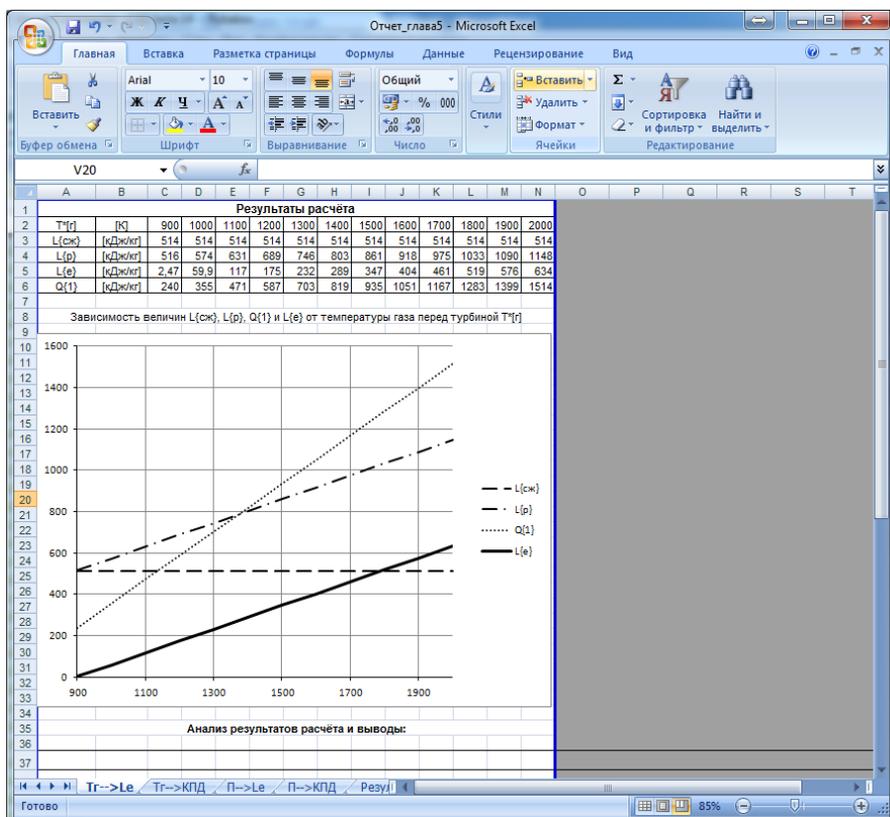


Рис. 2.15. Пример электронной версии отчета

2.4.1 Контрольные вопросы

1. Чем отличаются друг от друга i - s -диаграммы рабочих процессов ТРД, ТРДД и ТВД, а также величины Q_1 и Q_2 , L_p и $L_{сж}$, L_k и L_T , $c^2_{с1}/2$, статические и полные параметры в сечениях Н, В, К, Г, Т, С, если параметры рабочего процесса этих двигателей одинаковы?

2. Объясните физический смысл работы цикла ГТД. Чем отличается работа циклов ТРДД и ТВД от работы цикла ТРД?

3. От каких параметров зависит работа цикла ГТД (вывод формулы)? Различаются ли ТРД, ТРДД и ТВД по величине работы цикла?

4. Как и почему работа цикла ГТД зависит от температуры газа перед турбиной? Объясните физический смысл минимальной температуры $T^*_{Г\ min}$, от каких факторов она зависит и каким образом?

5. Как и почему работа цикла ГТД зависит от суммарной степени повышения давления рабочего тела?

6. Оптимальная степень повышения давления $\pi_{\Sigma\ opt}$; от каких факторов она зависит и как?

7. Эффективный КПД ГТД. Чем он отличается от термического КПД, от каких параметров зависит и как?

8. Как и почему эффективный КПД ГТД зависит от температуры газа перед турбиной?

9. Как и почему эффективный КПД ГТД зависит от суммарной степени повышения давления рабочего тела?

2.4.2 Задачи

1. Определить суммарную работу сжатия, если в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 70$, КПД процесса сжатия $\eta_{сж} = 0,85$.

2. Определить суммарную работу расширения, если температура газа перед турбиной $T^*_Г = 1550$ К, суммарная степень понижения давления $\pi_{\Sigma} = 70$, КПД процесса расширения $\eta_p = 0,97$.

3. Определить полную температуру $T^*_к$ за компрессором для идеального и реального двигателей, если в стандартных атмосферных условиях на земле суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 35$, КПД сжатия $\eta_{сж} = 0,83$.

4. Определить температуру газа T_c на выходе из двигателя для идеального и реального ГТД, если полная температура газа на входе в турбину $T^*_r = 1700$ К, суммарная степень понижения давления $\pi_\Sigma = 34$, КПД расширения $\eta_p = 0,92$.

5. Определить идеальную и реальную работу цикла для ТРД, ТРДД и ТВД, если в стандартных атмосферных условиях на земле полная температура газа перед турбиной $T^*_r = 1700$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_\Sigma = 40$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$.

6. Определить суммарную степень повышения давления π_Σ ГТД, если в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км работа цикла $L_e = 540$ кДж/кг, работа расширения $L_p = 1020$ кДж/кг, КПД процесса сжатия $\eta_{сж} = 0,84$.

7. Определить полную температуру газа перед турбиной ГТД, если работа цикла $L_e = 430$ кДж/кг, работа сжатия $L_{сж} = 610$ кДж/кг, суммарная степень понижения давления $\pi_\Sigma = 32$, КПД процесса расширения $\eta_p = 0,94$.

8. Определить работу цикла L_e ГТД, если в стандартных атмосферных условиях на высоте 11 км полная температура газа перед турбиной $T^*_r = 1600$ К, работа сжатия $L_{сж} = 480$ кДж/кг, тепло, отведенное в атмосферу, $Q_2 = 605$ кДж/кг.

9. Определить эффективный КПД ТРД, ТРДД и ТВД, если в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км температура газа перед турбиной $T^*_r = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_\Sigma = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_r = 0,99$. Условную теплоемкость рабочего тела в камере сгорания принять равной $c_{pк.с} = 1210$ Дж/(кг·К).

10. Определить эффективный КПД ТРД, ТРДД и ТВД, если в САУ на высоте 11 км тепло, подведенное к рабочему телу в камере сгорания, $Q_1 = 920$ кДж/кг, температура газа на выходе из двигателя $T_c = 610$ К, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_r = 0,99$.

Лабораторная работа 3

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖИТЕЛЯ НА УДЕЛЬНУЮ ТЯГУ И УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА ТРДД С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АСТРА

3.1 ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является закрепление и углубление теоретических знаний, полученных в рамках изучения раздела курса лекций «Силовая установка с газотурбинным двигателем как движитель» [1, гл. 6], развитие навыков анализа результатов численного эксперимента.

Задачи лабораторной работы:

1. Исследование влияния степени двухконтурности на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД.
2. Исследование влияния распределения энергии между контурами на удельную тягу и удельный расход топлива ТРДД.
3. Анализ полученных результатов и построение необходимых для анализа графиков.

Основное внимание при выполнении лабораторной работы должно быть уделено анализу результатов и выводам.

3.2 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА С ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ КАК ДВИЖИТЕЛЬ

3.2.1 Тяга движителя

Тягой называется реактивная сила, которая развивается движителем в результате его взаимодействия с рабочим телом. Тяга возникает вследствие того, что движитель отбрасывает рабочее тело в сторону, противоположную полету, действуя на него с определенной силой. С такой же силой, но противоположно направленной, рабочее тело воздействует на движитель, образуя реактивную силу (тягу).

Тяга рассчитывается с помощью теоремы импульсов, согласно которой изменение полного импульса потока рабочего тела, проходящего через замкнутый контур, равно равнодействующей всех внешних сил, приложенных к объему рабочего тела, заключенного в этом контуре.

Эффективная тяга $P_{эф}$ представляет собой равнодействующую всех сил, приложенных к внутренним и внешним поверхностям движителя.

Внутренняя тяга P является результирующей сил нормального избыточного (по сравнению с атмосферным) давления и тангенциальных сил трения, действующих со стороны рабочего тела, проходящего через движитель. (Более подробно материал изложен в учебнике [1, гл. 6].

Если давление в сечении С равно атмосферному $p_c = p_n$, то

$$P = G_{\Sigma} (c_c v_c - V_n). \quad (3.1)$$

Отношение тяги к расходу воздуха через движитель называют удельной тягой движителя (или удельной тягой двигателя). При $p_c = p_n$

$$P_{уд} = P / G_{\Sigma} = c_c v_c - V_n. \quad (3.2)$$

Удельная тяга движителя определяется приращением скорости рабочего тела в движителе относительно скорости полета. Абсолютная тяга, согласно (3.1), пропорциональна, кроме того, расходу рабочего тела через движитель.

3.2.2 ТРД и ТВД как частные случаи ТРДД

Полезно используемое тепло цикла ГТД затрачивается в общем случае на приращение кинетической энергии рабочего тела, проходящего через основной контур двигателя, и на создание избыточной работы на валу турбины. Проследим за дальнейшим преобразованием избыточной работы турбины ГТД, являющегося двигательной установкой летательного аппарата (рис. 3.1).

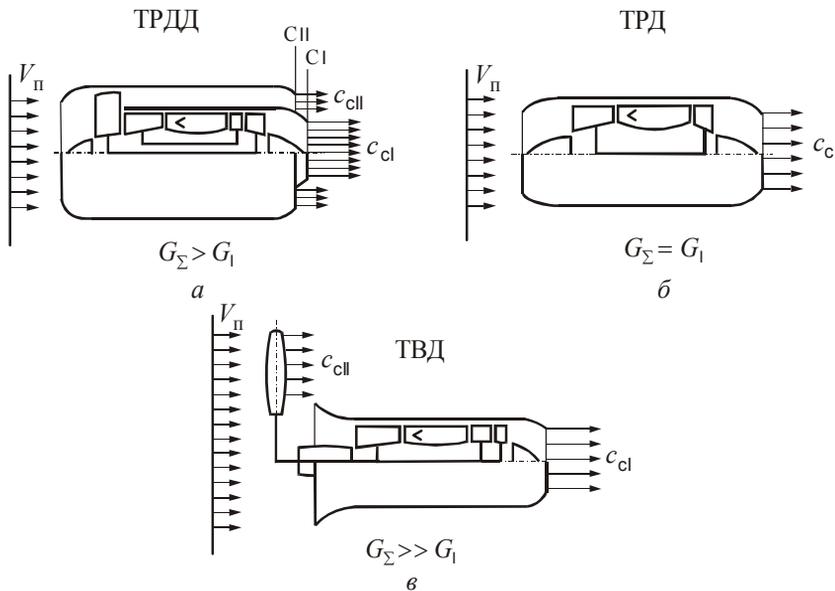


Рис. 3.1. Схемы двигателей: а – ТРДД; б – ТРД; в – ТВД

В двухконтурном ТРД избыточная работа турбины передается компрессору наружного контура. Пренебрегая механическими потерями в трансмиссии на эту передачу, запишем уравнение баланса мощностей турбины $N_{тII}$ и компрессора $N_{кII}$ наружного контура:

$$N_{тII} = N_{кII}.$$

Представим величину мощности в виде произведения удельной работы на секундный расход рабочего тела; тогда, пренебрегая изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя, получим

$$L_{тII} G_1 = L_{кII} G_{II}$$

или

$$L_{тII} = L_{кII} m, \tag{3.3}$$

где $m = G_{II}/G_1$ – степень двухконтурности.

Работу $L_{кII}$, подведенную к 1 кг воздуха, проходящего через наружный контур, выразим через кинетическую энергию на основании уравнения энергии, записанного для сечений Н и СII :

$$i_H + \frac{V_{\Pi}^2}{2} + L_{\text{кл}} = i_{\text{кл}} + \frac{c_{\text{кл}}^2}{2},$$

откуда

$$L_{\text{кл}} = L_{r\Pi} + \frac{c_{\text{кл}}^2 - V_{\Pi}^2}{2},$$

где $L_{r\Pi} = i_{\text{кл}} - i_H$ – потери тепла с рабочим телом, выходящим из наружного контура (рис. 3.2).

Эти потери возникают вследствие того, что часть механической энергии затрачивается на преодоление гидравлических сопротивлений в наружном контуре, преобразуясь в тепловую энергию, что приводит к увеличению температуры рабочего тела.

Подставляя $L_{\text{кл}}$ в (3.3), после преобразования получим

$$L_e = \frac{c_{\text{кл}}^2 - V_{\Pi}^2}{2} + \frac{c_{\text{кл}}^2 - V_{\Pi}^2}{2} m + L_{r\Pi} m. \quad (3.4)$$

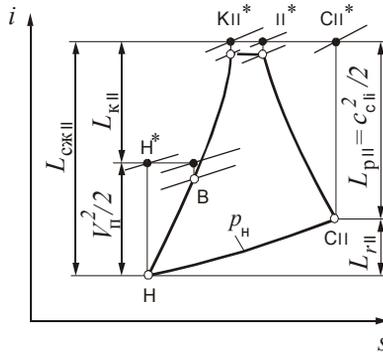


Рис. 3.2. Диаграмма i - s рабочего процесса в наружном контуре ТРДД

Уравнение (3.4) выведено для двухконтурного двигателя, но оно справедливо и для ТВД. В этом случае под m понимается отношение расхода воздуха через винт (G_{Π}) к расходу воздуха через двигатель, а под $L_{r\Pi}$ – потери в винте. Полученное уравнение справедливо и для ТРД, в этом случае $m = 0$.

Из уравнения (3.4) следует, что работа цикла любого из трех основных типов ГТД складывается из приращения кинетической энергии

рабочего тела, проходящего через основной и наружный контуры двигателя (для ТРДД) или через основной контур и винт (для ТВД), и работы, затраченной на преодоление гидравлических потерь.

Как показано ранее, приращение скорости рабочего тела приводит к возникновению тяги. Следовательно, тяга создается и основным контуром двигателя, и наружным контуром ТРДД, и винтом ТВД. Все это – движители. Необходимо, однако, иметь в виду, что в ТРД и ТРДД скорость рабочего тела увеличивается в процессе расширения газа. Такие движители называются струйными; они отличаются от винтовых, в которых механическая энергия вращения преобразуется в приращение кинетической энергии путем отбрасывания винтом массы проходящего через него воздуха.

ТРД и ТВД являются, таким образом, частными случаями ТРДД. Три типа ГТД отличаются друг от друга прежде всего по степени двухконтурности и, как будет показано далее, их основные особенности являются следствием этого различия.

3.2.3 КПД авиационного движителя

Как отмечалось ранее, движитель преобразует механическую энергию, численно равную работе цикла, в полезную работу передвижения летательного аппарата. Для него величина $L_e G_1$ выражает расходуемую, а $P V_{\text{п}}$ – полезную работу, произведенную в единицу времени. Отношение этих работ назовем **КПД** движителя:

$$\eta_{\text{дж}} = \frac{P V_{\text{п}}}{L_e G_1}. \quad (3.5)$$

Он показывает, какую долю от работы цикла составляет полезная работа передвижения летательного аппарата и характеризует совершенство силовой установки как движителя.

КПД движителя учитывает гидравлические потери и потери кинетической энергии. Чтобы показать это, преобразуем формулу (3.5). Упростим вначале уравнение (3.4), приняв $c_{c\parallel} = c_{c\perp} = c_c$, и представим его в следующем виде:

$$L_e \eta_{r\parallel} = \frac{c_c^2 - V_{\text{п}}^2}{2} (m + 1), \quad (3.4a)$$

где $\eta_{r\parallel}$ – коэффициент гидравлических потерь наружного контура ТРДД (винта ТВД); с его помощью оцениваются гидравлические потери в долях работы цикла:

$$\eta_{r\parallel} = 1 - \frac{L_{r\parallel m}}{L_e}. \quad (3.6)$$

Подставив значение работы цикла из (3.4а) в (3.5), получим

$$\eta_{дж} = \eta_{r\parallel} \eta_{п}. \quad (3.7)$$

Через $\eta_{п}$ обозначен полетный **КПД двигателя** – отношение полезной работы передвижения летательного аппарата к приращению кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель:

$$\eta_{п} = \frac{P V_{п}}{\frac{c^2}{2} - V_{п}^2} G_{\Sigma}. \quad (3.8)$$

Таким образом, *КПД двигателя равен произведению коэффициента гидравлических потерь $\eta_{r\parallel}$ и полетного КПД.* (Коэффициентом полезного действия $\eta_{дж}$ не учитываются гидравлические потери в основном контуре двигателя, так как они отнесены к циклу и учитываются с помощью эффективного КПД.) Проанализируем зависимость коэффициентов $\eta_{r\parallel}$ и $\eta_{п}$ от различных факторов для ТРДД как общего случая ТРД и ТВД.

3.2.3.1 Коэффициент гидравлических потерь

Как следует из уравнения (3.4а), коэффициент гидравлических потерь $\eta_{r\parallel}$ показывает, какую часть от работы цикла составляет приращение кинетической энергии рабочего тела в движителе. Из (3.6) следует, что для ТРД $\eta_{r\parallel} = 1$, для ТРДД и ТВД $\eta_{r\parallel} < 1$.

Преобразуем (3.6), выразив потери в наружном контуре через работы сжатия и расширения воздуха (см. рис. 3.2):

$$L_{r\parallel} = L_{сж\parallel} - L_{п\parallel} = L_{сж\parallel} (1 - \eta_{п}).$$

Здесь $\eta_{п}$ – КПД наружного контура:

$$\eta_{\parallel} = L_{\text{р}\parallel} / L_{\text{сж}\parallel} . \quad (3.9)$$

Подставляя величину $L_{\text{сж}\parallel}$, равную сумме работы компрессора и кинетической энергии скорости полета, в формулу для $L_{\text{р}\parallel}$, а полученное выражение – в (3.6), будем иметь

$$\eta_{\text{р}\parallel} = 1 - \frac{L_{\text{к}\parallel} m}{L_e} (1 - \eta_{\parallel}) - \frac{V_{\text{п}}^2 / 2}{L_e} (1 - \eta_{\parallel}) m .$$

В данной формуле произведение $L_{\text{к}\parallel} m$, если не учитывать механические потери, равно значению избыточной работы турбины $L_{\text{т}\parallel}$ (3.3). Обозначим отношение работы турбины $L_{\text{т}\parallel}$ к работе цикла L_e , представляющее собой долю работы цикла, передаваемую в наружный контур, через x :

$$x = L_{\text{т}\parallel} / L_e . \quad (3.10)$$

Тогда

$$\eta_{\text{р}\parallel} = 1 - x (1 - \eta_{\parallel}) - \frac{V_{\text{п}}^2 / 2}{L_e} (1 - \eta_{\parallel}) m . \quad (3.11)$$

Как следует из выражения (3.11), коэффициент гидравлических потерь $\eta_{\text{р}\parallel}$ зависит от степени двухконтурности и доли работы цикла x , передаваемой в наружный контур, от скорости полета и работы цикла, а также от аэродинамического совершенства наружного контура (η_{\parallel}). С увеличением m , x , $V_{\text{п}}$ и при снижении L_e и η_{\parallel} коэффициент $\eta_{\text{р}\parallel}$ уменьшается.

Обычно гидравлические потери в наружном контуре составляют небольшую величину от работы цикла ($\eta_{\text{р}\parallel} \approx 0,9$). Однако в ряде случаев, например при значительном увеличении степени двухконтурности, скорости полета или уменьшении работы L_e , коэффициент гидравлических потерь $\eta_{\text{р}\parallel}$ снижается вплоть до нуля.

3.2.3.2 Полетный КПД

Полетный КПД показывает (3.8), какую часть от приращения кинетической энергии рабочего тела, проходящего через движитель, составляет полезная работа, затраченная на передвижение летательного аппарата.

Подставим в (3.8) тягу P , выраженную, согласно (3.1), через приращение скоростей. В результате для $c_{\text{пл}} = c_{\text{с}}$ получим

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2}{1 + c_{\text{с}}/V_{\text{п}}}. \quad (3.12)$$

Выражая $c_{\text{с}}$ через удельную тягу по формуле (3.2) и подставляя это значение в (3.12), имеем

$$\eta_{\text{п}} = \frac{2}{2 + P_{\text{уд}}/V_{\text{п}}}. \quad (3.12a)$$

Из формул (3.12) и (3.12a) следует, что полетный КПД зависит от скорости рабочего тела за двигателем и скорости полета. При заданном значении $V_{\text{п}}$ величина $\eta_{\text{п}}$ однозначно определяется удельной тягой двигателя.

Если $V_{\text{п}} = 0$, то и $\eta_{\text{п}} = 0$, так как работа передвижения не совершается. Если $P_{\text{уд}} = 0$, то $\eta_{\text{п}} = 1$. С увеличением удельной тяги двигателя при постоянной скорости $V_{\text{п}}$ полетный КПД уменьшается. И наоборот, с увеличением скорости полета при $P_{\text{уд}} = \text{const}$ или $c_{\text{с}} = \text{const}$ полетный КПД увеличивается.

Авиационный двигатель, взаимодействуя с рабочим телом, отбрасывает его в сторону, противоположную движению. При этом возникают специфические потери – потери кинетической энергии, затраченной на приведение в движение рабочего тела относительно неподвижной внешней среды. Такие потери отсутствуют в обычных двигателях наземного транспорта, поскольку при движении он взаимодействует с землей, масса которой несоизмерима с массой транспорта.

3.2.4 Сравнение различных типов ГТД как двигателей

В разделе 3.2.2 было показано, что рассматриваемые ГТД (ТРД, ТРДД и ТВД) различаются по степени двухконтурности, а поэтому сравнение их сводится к анализу влияния степени двухконтурности на КПД двигателя и удельную тягу.

3.2.4.1 Удельная тяга ГТД

Совершенство движителя характеризуется величиной его КПД $\eta_{\text{дж}}$. При постоянных значениях работы цикла и скорости полета КПД движителя однозначно определяется отношением тяги к расходу воздуха через основной контур двигателя (3.5). Это отношение представляет собой *удельную тягу двигателя в расчете на 1 кг рабочего тела, проходящего через внутренний контур, т.е. на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло*: $P_{\text{уд} G_1} = P / G_1$.

В разделе 3.2.1 было введено понятие удельной тяги движителя $P_{\text{уд}}$ (3.2). Из сравнения $P_{\text{уд} G_1}$ и $P_{\text{уд}}$ следует, что эти удельные тяги связаны соотношением

$$P_{\text{уд} G_1} = P / G_1 = P_{\text{уд}} (m + 1), \quad (3.13)$$

где $(m + 1) = G_{\Sigma} / G_1$ – отношение суммарного расхода воздуха через движитель к расходу воздуха через основной контур двигателя.

Необходимо подчеркнуть, что для двухконтурного ТРД характерны две величины расхода воздуха:

- $G_{\Sigma} = G_1 + G_{\text{II}}$ – расход воздуха, проходящего через движитель и, следовательно, участвующего в создании тяги;
- G_1 – расход воздуха, проходящего через тепловую машину и участвующего в преобразовании тепловой энергии топлива в механическую работу L_e .

В соответствии с этим целесообразно рассматривать и две характерные удельные тяги. *Удельная тяга $P_{\text{уд}}$ при заданной тяге однозначно определяет суммарный расход воздуха (3.4) и, следовательно, габариты движителя. Значение удельной тяги $P_{\text{уд} G_1}$ при заданной скорости полета определяется, согласно (3.7), величинами L_e и $\eta_{\text{дж}}$:*

$$P_{\text{уд} G_1} = \eta_{\text{дж}} \frac{L_e}{V_{\text{II}}}, \quad (3.14)$$

следовательно, она характеризует как термодинамическое совершенство двигателя, так и совершенство движителя. В следующей главе будет показано, что при неизменных внешних условиях и параметрах цикла величиной $P_{\text{уд} G_1}$ однозначно определяется удельный расход топлива. При заданном расходе воздуха через основной контур ею однозначно определяется тяга двигателя.

Следует помнить, что соотношение между $P_{уд}$ и $P_{уд G1}$ определяется степенью двухконтурности (3.13). Поэтому если $m = \text{const}$, то при анализе влияния различных факторов на удельную тягу достаточно рассматривать одну из этих величин, поскольку другая изменяется аналогично. Если же $m \neq \text{const}$, то нужно анализировать обе удельные тяги, поскольку соотношение между ними изменяется.

Удельная тяга двигателя зависит от ряда факторов. В общем случае эта зависимость достаточно сложна и будет рассмотрена далее. Проанализируем частный случай, когда $c_{с||} = c_{с\perp}$. Из уравнения (3.4а) для этого случая получим

$$c_c = \sqrt{\frac{2 L_e \eta_{r||}}{m+1} + V_{п}^2}. \quad (3.15)$$

Подставив значение c_c в (3.4), определим $P_{уд}$, а следовательно, и

$$P_{уд G1} = \left(\sqrt{\frac{2 L_e \eta_{r||}}{m+1} + V_{п}^2} - V_{п} \right) (m+1). \quad (3.16)$$

Из выражения (3.16) получим формулу для удельной тяги ТРД ($m = 0, \eta_{r||} = 1$):

$$P_{уд} = \sqrt{2 L_e + V_{п}^2} - V_{п}. \quad (3.16а)$$

Удельная тяга ТРД при заданной скорости полета однозначно определяется работой цикла. Удельная тяга ТРДД и ТВД при заданной скорости $V_{п}$ и принятом условии $c_{с||} = c_{с\perp}$ зависит, кроме того, от степени двухконтурности и коэффициента гидравлических потерь $\eta_{r||}$.

3.2.4.2 Зависимость удельной тяги от степени двухконтурности

Сравнение ТРД, ТРДД и ТВД как движителей выполним при одинаковых параметрах рабочего процесса и неизменных внешних условиях. В предыдущей главе было показано, что три рассматриваемых типа двигателя не различаются как тепловые машины, и при принятом условии работа цикла у них одинаковая. Одинаковые также температура $T_{к}^*$ и относительный расход топлива q_T . Проанализируем влия-

ние степени двухконтурности на удельную тягу ($P_{уд}$ и $P_{удG1}$) ТРДД как общий случай рассматриваемых ГТД.

Из (3.15) вытекает, что с увеличением степени двухконтурности скорость c_c и, следовательно, удельная тяга движителя $P_{уд}$ уменьшаются, что объясняется увеличением доли рабочего тела G_{II} , к которому не подводится тепло, т.е. распределением энергии по большей массе рабочего тела. Это приводит к уменьшению потерь кинетической энергии с выходной скоростью и к увеличению полетного КПД (3.12).

Увеличение полетного КПД является фактором, повышающим КПД движителя. Однако величина $\eta_{дж}$, как уже отмечалось, зависит и от коэффициента гидравлических потерь в наружном контуре ТРДД (винте ТВД).

Рассмотрим идеальный движитель, когда $\eta_{rII} = 1$, $\eta_{дж} = \eta_{п}$. При этом удельная тяга $P_{удG1}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло, будет изменяться пропорционально изменению полетного КПД (3.14), и увеличение степени двухконтурности приведет к непрерывному росту КПД движителя и удельной тяги $P_{удG1}$.

Удельная тяга будет стремиться к максимальному значению $(P_{удG1})_{max} = L_e / V_{п}$ в предельном случае, когда степень двухконтурности стремится к бесконечности, а КПД движителя – к единице. В частном случае ($V_{п} = 0$) бесконечно большой степени двухконтурности соответствует бесконечно большая удельная тяга $P_{удG1}$.

Для реального движителя с увеличением степени двухконтурности коэффициент гидравлических потерь η_{rII} уменьшается (3.6), в этом случае гидравлические потери растут, а потери кинетической энергии уменьшаются. Причем вначале преобладающее влияние на $\eta_{дж}$ оказывает полетный КПД, а затем – коэффициент гидравлических потерь. *Противоположное влияние двух факторов приводит к тому, что КПД движителя и удельная тяга $P_{удG1}$ по степени двухконтурности имеют максимум* (рис. 3.3).

Рассмотрим, от каких факторов зависят оптимальная степень двухконтурности и максимальное значение удельной тяги $P_{удG1}$.

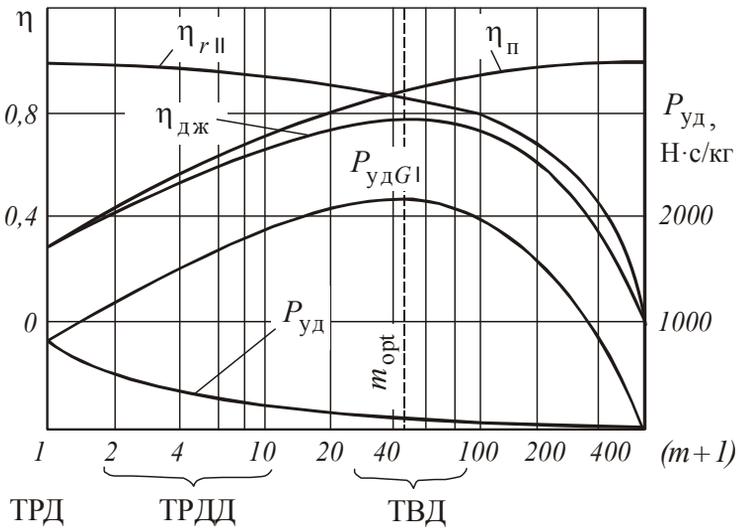


Рис. 3.3. Зависимость удельной тяги и определяющих ее параметров от степени двухконтурности ($L_e = 560$ кДж/кг, $V_{П} = 200$ м/с, $\eta_{II} = 0,96$)

Оптимальная степень двухконтурности зависит от работы цикла, потерь в наружном контуре и от скорости полета. Чем больше работа цикла и меньше потери в наружном контуре, тем большая степень двухконтурности необходима для получения максимальной тяги. С уменьшением скорости полета оптимальная степень двухконтурности увеличивается.

Анализ влияния степени двухконтурности на удельные параметры ГТД – это сравнение различных типов двигателей: с переходом от ТРД к ТРДД и далее к ТВД удельная тяга $P_{удГ1}$ повышается (см. рис. 3.3), что является следствием увеличения степени двухконтурности, т.е. распределения энергии по большей массе и снижения потерь кинетической энергии.

Сравним различные типы ГТД при дополнительном условии – одинаковом расходе воздуха через основной контур, а следовательно и при одинаковом расходе топлива. В этом случае увеличение удельной тяги $P_{удГ1}$ при переходе от ТРД к ТРДД и ТВД означает такое же увеличение абсолютной тяги и снижение удельного расхода топлива.

Сравнение различных типов ГТД при условии одинаковой тяги показывает, что переход от ТРД к ТРДД и далее к ТВД сопровождается снижением расхода воздуха через основной контур двигателя вслед-

ствие увеличения удельной тяги $P_{удG1}$ и одновременным повышением суммарного расхода воздуха через движитель, что объясняется уменьшением удельной тяги движителя $P_{уд}$. Снижение G_1 и повышение G_Σ означает, что габариты основного контура уменьшаются, а габариты движителя увеличиваются. Уменьшаются, кроме того, как абсолютный, так и удельный расходы топлива.

Сравнение ГТД как движителей здесь выполнено для дозвуковых скоростей полета.

3.2.5 Наивыгоднейшее распределение энергии между контурами ТРДД

В предыдущем разделе зависимость удельной тяги ТРДД от степени двухконтурности рассматривалась для частного случая распределения энергии между контурами ($c_{cl} = c_{cl}$). Выразим удельную тягу ТРДД через работу цикла для общего случая, когда $c_{cl} \neq c_{cl}$, и проанализируем зависимость величины $P_{удG1}$ от коэффициента x , характеризующего распределение энергии между контурами.

3.2.5.1 Вывод формулы удельной тяги для общего случая распределения энергии между контурами ($c_{cl} \neq c_{cl}$)

Тягу ТРДД выразим через удельную тягу внутреннего и наружного контуров:

$$P = P_{удI}G_1 + P_{удII}G_{II},$$

откуда

$$P_{удG1} = P_{удI} + P_{удII}m, \quad (3.17)$$

а $P_{удI}$ и $P_{удII}$ – через скорости истечения рабочего тела из контуров двигателя:

$$P_{удG1} = c_{cl} - V_n + m(c_{cl} - V_n). \quad (3.17a)$$

Скорость истечения из внутреннего контура определим из уравнения

$$L_e = \frac{c_{cl}^2}{2} - \frac{V_n^2}{2} + L_{rII},$$

для чего избыточную работу турбины $L_{тл}$ выразим через L_e и коэффициент x согласно формуле (3.10):

$$c_{cl} = \sqrt{2(1-x)L_e + V_{п}^2}.$$

Скорость истечения из наружного контура определим из формулы (3.9). Подставив в эту формулу $L_{клл}$, запишем ее в следующем виде:

$$\eta_{ll} = \frac{c_{cl}^2 / 2}{L_{клл} + V_{п}^2 / 2},$$

откуда

$$c_{cll} = \sqrt{(2L_{клл} + V_{п}^2)\eta_{ll}}.$$

Выражая работу компрессора $L_{клл}$ через работу турбины $L_{тл}$ (3.3), а работу турбины – через L_e и x (3.10), получаем

$$c_{cll} = \sqrt{\left(2\frac{x}{m}L_e + V_{п}^2\right)\eta_{ll}}.$$

Подставляя выражения для c_{cl} и c_{cll} в (3.17а), получаем

$$P_{удГ1} = \sqrt{2(1-x)L_e + V_{п}^2} - V_{п} + m \left[\sqrt{\left(2\frac{x}{m}L_e + V_{п}^2\right)\eta_{ll}} - V_{п} \right]. \quad (3.18)$$

Из уравнения (3.18) следует, что удельная тяга ТРДД зависит от работы цикла, скорости полета (как и обычного ТРД) и, кроме того, от степени двухконтурности, распределения энергии между контурами, а также от потерь в наружном контуре.

Работа цикла зависит от температуры газа перед турбиной, суммарной степени повышения давления, температуры наружного воздуха и КПД процессов сжатия и расширения. Следовательно, *удельная тяга $P_{удГ1}$ ТРДД зависит от параметров цикла T_r^* и π_{Σ} , параметров движителя, которыми будем называть t и x , от внешних условий $V_{п}$ и $T_{п}$ и от потерь в узлах $\eta_{сж}$, η_p и η_{ll} .*

Перечисленными факторами определяются также удельная тяга двигателя $P_{уд}$ (3.13), полетный КПД (3.12а), коэффициент гидравлических потерь η_{rII} (3.11) и, следовательно, КПД двигателя.

3.2.5.2 Зависимость удельной тяги от распределения энергии между контурами ТРДД

Зависимость удельной тяги от коэффициента x , характеризующего распределение энергии между контурами, проанализируем при условии, когда $m = \text{const}$ и все остальные параметры, от которых зависит $P_{уд}$, неизменны. (Так как при $m = \text{const}$ величины $P_{удG1}$ и $P_{уд}$ однозначно определяют друг друга, то результаты анализа одинаково относятся к $P_{удG1}$, $P_{уд}$ и к абсолютной тяге.)

Пусть $x = 0$. В этом случае в наружный контур энергия не передается, а скорость потока на выходе из наружного контура из-за влияния потерь меньше скорости полета и, следовательно, в наружном контуре возникает отрицательная тяга. Поэтому при $x = 0$ удельная тяга ТРДД меньше удельной тяги ТРД.

С увеличением x повышаются работа турбины $L_{тII}$, передаваемая в наружный контур, работа компрессора наружного контура $L_{кII}$, степень повышения давления $\pi^*_{кII}$, скорость истечения из наружного контура и одновременно снижается скорость истечения рабочего тела из внутреннего контура. Тяга наружного контура растет, а внутреннего – снижается. Одновременно полетный КПД наружного контура уменьшается, внутреннего – увеличивается (рис. 3.4).

При $x = 1$ тяга внутреннего контура равна нулю, так как вся энергия передается в наружный контур. При этом тяга наружного контура ТРДД близка к тяге ТРД, если в частном случае принять $m = 1$ (3.18). Она отличается от тяги ТРД в этом случае только вследствие влияния потерь в наружном контуре ($\eta_{II} < 1$).

Итак, в двух крайних случаях распределения энергии – при $x = 0$ и $x = 1$ – тяга ТРДД при $m = 1$ примерно равна (а в случае идеального наружного контура, $\eta_{II} = 1$, строго равна) тяге ТРД. Из этого следует, что при $0 < x < 1$ тяга должна иметь максимум, так как в двухконтурном двигателе она больше, чем в одноконтурном. Последний вывод справедлив и для случаев, когда $m \neq 1$.

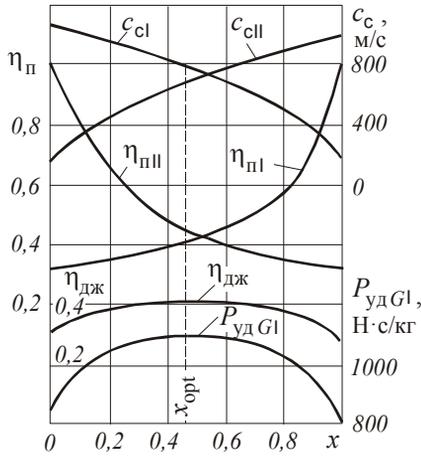


Рис. 3.4. Зависимости удельной тяги ТРДД и определяющих ее величин от x ($L_e = 560$ кДж/кг, $V_{II} = 200$ м/с, $m = 1$)

Из формулы (3.14) видно, что при принятых условиях (L_e и V_{II} постоянны) удельная тяга $P_{уд G1}$ может изменяться только за счет изменения КПД двигателя $\eta_{дж}$. Максимум КПД двигателя, а следовательно, максимум тяги, при изменении x возникает вследствие противоположного изменения полетных КПД внутреннего ($\eta_{пI}$) и наружного ($\eta_{пII}$) контуров. С увеличением коэффициента x от 0 до оптимального значения КПД двигателя повышается благодаря преобладающему влиянию на него увеличения полетного КПД $\eta_{пI}$, т.е. вследствие доминирующего влияния снижения потерь кинетической энергии с выходной скоростью $c_{сI}$. Дальнейшее увеличение x от оптимального значения до единицы приводит к снижению $\eta_{дж}$, что объясняется преобладающим влиянием на него уменьшения полетного КПД $\eta_{пII}$, т.е. доминирующим влиянием повышения потерь кинетической энергии с выходной скоростью $c_{сII}$ (см. рис. 3.4). При оптимальном x суммарные потери энергии минимальны.

Найдем оптимальное значение x , при котором тяга ТРДД с заданной степенью двухконтурности принимает максимальное значение. Для этого выражение (3.18) представим в следующем виде:

$$P_{уд G1} = V_{II} \left\{ \sqrt{B(1-x) + 1} - 1 + m \left[\sqrt{\left(B \frac{x}{m} + 1 \right) \eta_{пII} - 1} \right] \right\},$$

где

$$B = L_e / (V_{\text{п}}^2 / 2).$$

Полученное выражение продифференцируем по x , приравняем производную к нулю и решаем полученное выражение относительно x_{opt} , имеем

$$x_{\text{opt}} = \frac{\eta_{\text{п}} - \frac{V_{\text{п}}^2 / 2}{L_e} (1 - \eta_{\text{п}})}{(1/m) + \eta_{\text{п}}} = f(m, \eta_{\text{п}}, L_e, V_{\text{п}}). \quad (3.19)$$

Из полученных формул следует, что оптимальное распределение энергии и максимальная удельная тяга зависят от степени двухконтурности, потерь в наружном контуре и соотношения между скоростью полета и работой цикла.

Если движитель идеальный ($\eta_{\text{п}} = 1$), то, как следует из (3.19),

$$x_{\text{opt}} = \frac{m}{m+1} = \frac{G_{\text{п}}}{G_{\text{п}} + G_1}.$$

В этом случае оптимальное отношение работы турбины $L_{\text{тп}}$, передаваемой в наружный контур, к работе цикла равно отношению расхода воздуха через наружный контур к суммарному расходу воздуха, т.е. оптимальным является равномерное распределение энергии по массе рабочего тела. Равномерному распределению энергии соответствуют одинаковые скорости истечения $c_{\text{сн}} = c_{\text{сн}}$, одинаковые полетные КПД наружного и внутреннего контуров и минимум потерь кинетической энергии с выходной скоростью.

С увеличением потерь в наружном контуре коэффициент x_{opt} уменьшается, снижается и оптимальное отношение скоростей $c_{\text{сн}} / c_{\text{сн}}$.

С повышением степени двухконтурности увеличивается соответственно и доля энергии (x_{opt}), которая передается в наружный контур из условия оптимального распределения.

Наконец, при увеличении работы цикла или уменьшении скорости полета для обеспечения максимальной тяги ТРДД с заданной степенью двухконтурности необходимо все большую долю работы цикла передавать в наружный контур (3.19).

Таким образом, *оптимальное распределение энергии между наружным и внутренним контурами близко к равномерному распределению энергии по массе рабочего тела в этих контурах*. Оно отличается от равномерного только вследствие влияния дополнительных потерь, связанных с передачей энергии из внутреннего контура в наружный.

В предыдущем разделе было показано, что при постоянном подводе энергии тягу двигателя можно повысить за счет увеличения степени двухконтурности. Однако такое повышение тяги сопровождается увеличением габаритов двигателя, что не всегда приемлемо по условиям применения летательного аппарата. Рассмотренный здесь максимум функции $P = f(x)$ при $m = \text{const}$ достигается без изменения диаметральных габаритов. Поэтому в процессе проектирования двигателя при выбранном значении m нужно стремиться к такому x , при котором обеспечивается практический максимум тяги. Необходимое значение коэффициента x обеспечивается путем выбора соответствующего значения степени повышения давления вентилятора $\pi_{\text{кл}}^*$. При этом изменяется число ступеней вентилятора или их напорность. Соответственно изменяется число ступеней турбины вентилятора или их нагруженность.

3.2.6 Удельный расход топлива

Удельный расход **топлива** показывает, сколько топлива нужно затратить для получения 1 Н тяги (1 Вт мощности) в течение 1 ч:

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 G_{\text{T}}}{P} \text{ кг} / (\text{Н} \cdot \text{ч}) \quad [\text{кг} / (\text{кН} \cdot \text{ч})]. \quad (3.20)$$

Выражая расход топлива и тягу в формуле (3.20) соответственно через относительный расход топлива q_{T} и удельную тягу $P_{\text{удГ1}}$, получаем

$$C_{\text{уд}} = \frac{3600 q_{\text{T}} v'_{\text{Г}}}{P_{\text{удГ1}}}, \quad (3.21)$$

где $v'_{\text{Г}} = G_{\text{вГ}} / G_{\text{вл}}$ – коэффициент изменения массы воздуха в проточной части двигателя от сечения В до Г.

Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя легко проанализировать по формуле (3.21). Числитель этой

формулы при изменении t и x не изменяется, так как относительный расход топлива зависит от параметров цикла, а от параметров движителя не зависит, а коэффициент v'_r принимаем равным единице. Поэтому удельный расход топлива в рассматриваемом случае изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги $P_{уд\text{ ГД}}$.

3.3 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Перед началом лабораторной работы преподаватель проверяет знание студентом теоретических основ, необходимых для последующего анализа результатов. Изучение этих основ обеспечивается в процессе посещения лекций, а также самостоятельного изучения студентами соответствующих разделов учебника [1] и данного лабораторного практикума. Необходимо также подготовиться к решению задач и к ответу на контрольные вопросы в [1, гл. 6].

После допуска к лабораторной работе каждому студенту выдается бланк индивидуального задания в печатном виде, который является также титульным листом отчета. В задании указываются следующие исходные данные:

- температура атмосферного воздуха T_n ;
- скорость полета V_n ;
- степень двухконтурности m ;
- КПД процесса сжатия $\eta_{сж}$;
- КПД процесса расширения η_p ;
- коэффициент полноты сгорания топлива η_r ;
- КПД наружного контура η_{II} ;
- температура газа перед турбиной T_r^* ;
- суммарная степень повышения давления π_Σ .

Расчетный эксперимент выполняется студентами самостоятельно в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа АСТРА с помощью специально сформированной математической модели ГТД.

После запуска автоматизированной системы АСТРА в главном окне необходимо нажать кнопку «Открыть модель» (рис. 3.5).

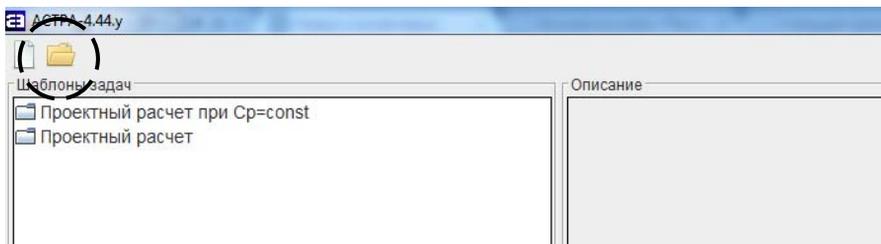


Рис. 3.5. Внешний вид главного окна после запуска системы

Далее необходимо выбрать специально созданную для проведения лабораторной работы модель ГТД, которая называется «ЛР_глава6.mdl.xml» (рис. 3.6). Более подробно об основах формирования математических моделей в САЕ-системе АСТРА написано в [2].

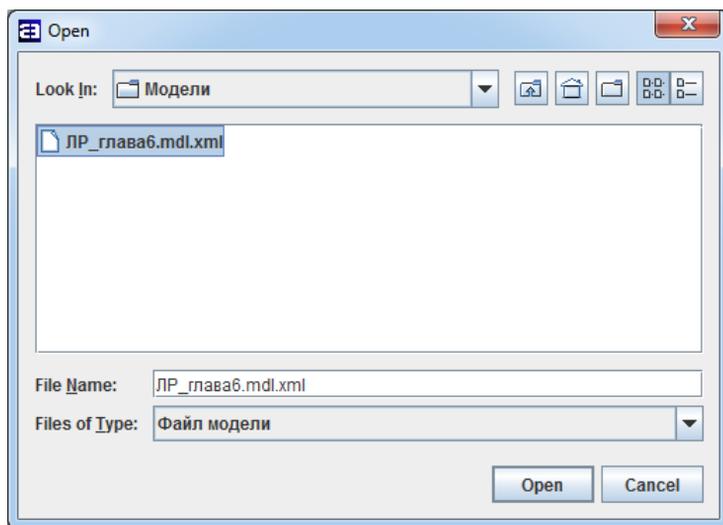


Рис. 3.6. Окно выбора модели для загрузки

После открытия модели ГТД необходимо выделить в дереве структуры модели элемент «Исходные данные» и в соответствии с заданием внести свои исходные данные (рис. 3.7).

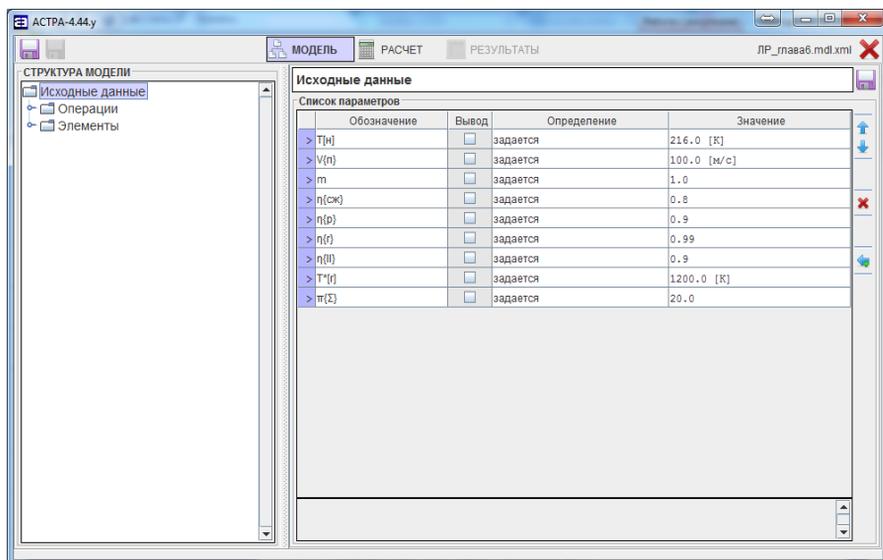


Рис. 3.7. Ввод исходных данных для расчета

После ввода исходных данных необходимо нажать кнопку «Расчет» в верхней части окна системы АСТРА. После проведения расчета в окне системы появятся результаты (рис. 3.8). Если в таблице хотя бы часть ячеек имеет красный цвет, расчет не был завершён корректно. Чаще всего причиной для этого являются неправильно введенные исходные данные.

Для того чтобы провести анализ полученных данных, необходимо перенести их в файл отчета. Для этого нажатием левой клавиши мыши внутрь появившейся таблицы выделяем всю таблицу (нажатием клавиш Ctrl+A), затем копируем таблицу в буфер обмена (нажатием клавиш Ctrl+C). Открываем лист «Результаты» электронного отчета в программе MS Excel и вставляем полученную таблицу из буфера обмена (нажатием клавиш Ctrl+V) (рис. 3.9).

Копируем ячейки с результатами отдельных влияний параметров на соответствующие листы файла отчета («Влияние m», «Влияние x») (рис. 3.10). Графики на листах отчета будут построены по внесенным данным автоматически, необходимо проверить их соответствие теоретическим зависимостям, а затем получить разрешение на печать отчета.

АСТРА-444

МОДЕЛЬ РАСЧЕТ РЕЗУЛЬТАТЫ

Таблица (tbln) Таблица (text) Графики

Движение

m	0,01	1,0	2,0	4,0	6,5	12,0	21,0	40,0	70,0	120,0	210,0	400,0
$\eta(I)$	0,9999	0,99485	0,99306	0,99148	0,99051	0,98927	0,98783	0,98525	0,98141	0,97512	0,96387	0,94017
$\eta(II)$	0,20001	0,27041	0,32001	0,39122	0,45399	0,54561	0,63583	0,73169	0,81537	0,92796	0,95209	0,95693
$\eta(III)$	0,20061	0,26902	0,31779	0,38789	0,44968	0,53973	0,62812	0,72681	0,80041	0,85417	0,88878	0,89968
$P(yz, GI)$ [нН°Скз]	894,8109	1079,2325	1274,9122	1556,1103	1804,0211	2165,3408	2519,8429	2915,7899	3211,066	3426,731	3565,557	3609,2967
$P(yz)$ [нН°Скз]	796,8422	539,6163	424,9707	311,2221	240,3361	166,5647	114,5383	71,1168	45,2263	28,3201	16,8984	9,0007
$C(yz)$ [кг(нН°Скз)]	92,44	68,93	58,35	47,81	41,24	34,36	29,52	25,51	23,17	21,71	20,86	20,61

Влияние x

Движение

x	0,01	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\eta(I)$	0,20063	0,20434	0,20928	0,22041	0,23363	0,24969	0,26982	0,29618	0,33294	0,38095	0,44951	1,0
$\eta(II)$	0,96532	0,85624	0,76751	0,65759	0,58838	0,53907	0,5014	0,47128	0,44643	0,42542	0,40733	0,39153
$\eta(III)$	0,20738	0,23597	0,26386	0,30612	0,33702	0,36291	0,38279	0,39812	0,40808	0,41466	0,41261	0,38738
$c(I)$ [мгс]	896,84	878,77	855,64	807,39	756,07	701,01	641,23	575,27	500,7	412,88	300,39	100,0
$c(II)$ [мгс]	107,19	133,58	160,58	204,14	239,92	271,01	298,89	324,38	348,0	370,12	391,0	410,81
$P(yz, GI)$ [нН°Скз]	832,7684	946,6613	1058,5467	1228,0902	1355,6513	1456,0541	1535,6581	1597,1496	1640,7173	1663,5038	1655,3766	1554,0531
$P(yz)$ [нН°Скз]	138,7947	157,7769	176,4245	204,6817	225,9410	242,6757	255,943	266,1916	273,4520	277,2506	275,8961	239,0089
$C(yz)$ [кг(нН°Скз)]	80,13	78,08	70,76	60,08	44,88	31,06	20,44	14,08	10,45	7,71	5,84	4,78

Время расчета: 231 мсек.

Рис. 3.8. Результаты расчета

Отчет_глава - Microsoft Excel

Вставка Раметка страницы Формулы Данные Рецензирование Вид

Буфер обмена Шрифт Выравнивание Число

S13

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Дата: 09.04.14 10:12:10

Исходные данные

Влияние m

Движение

m	0,01	1	2	4	6,5	12	21	40	70	120	210	400
$\eta(I)$	0,99888	0,94556	0,92746	0,91131	0,90077	0,88607	0,86764	0,83287	0,78007	0,6931	0,53717	0,20847
$\eta(II)$	0,23178	0,31626	0,37417	0,45482	0,5237	0,62052	0,7114	0,80816	0,87763	0,92858	0,96567	0,99259
$\eta(III)$	0,23152	0,29904	0,34702	0,41449	0,47174	0,54982	0,61224	0,67309	0,68462	0,6436	0,51873	0,20692
$P(yz, GI)$ [нН°Скз]	669,5279	864,789	1003,562	1198,054	1364,22	1590,037	1784,989	1946,523	1979,851	1861,276	1500,126	988,4023
$P(yz)$ [нН°Скз]	662,8989	432,3845	334,5205	239,7307	181,896	122,3105	81,1359	47,4762	27,8852	15,382	7,1096	1,4523
$C(yz)$ [кг(нН°Скз)]	102,1	79,04	68,11	57,03	50,11	42,99	38,3	35,12	34,53	36,73	45,57	114,23

Влияние x

Движение

x	0,01	0,05	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$\eta(I)$	0,23167	0,23566	0,24143	0,25396	0,26878	0,28673	0,30913	0,33825	0,37851	0,44004	0,55485	1
$\eta(II)$	0,91246	0,69649	0,57622	0,45838	0,39494	0,35332	0,32315	0,29991	0,28127	0,26587	0,25284	0,24163
$\eta(III)$	0,23599	0,2542	0,26816	0,28488	0,2941	0,29862	0,29942	0,29674	0,29027	0,27897	0,25985	0,21705
$c(I)$ [мгс]	763,28	747,97	728,38	687,54	644,1	597,52	546,98	491,28	426,39	354,51	260,46	100
$c(II)$ [мгс]	119,19	187,66	247,09	336,32	406,4	466,07	519,91	566,86	611,05	652,25	691,01	727,7
$P(yz, GI)$ [нН°Скз]	682,4674	735,1277	775,4758	823,8919	850,5043	863,9484	866,8973	858,1328	839,4344	806,7621	751,4634	627,6973
$P(yz)$ [нН°Скз]	341,2337	367,5638	387,7379	411,926	425,2521	431,7924	432,9486	429,0664	419,7172	403,381	375,7317	313,8487
$C(yz)$ [кг(нН°Скз)]	100,16	92,99	88,15	82,97	80,37	79,15	78,94	79,66	81,43	84,73	90,96	108,9

Готово

Рис. 3.9. Таблица результатов в файле отчета

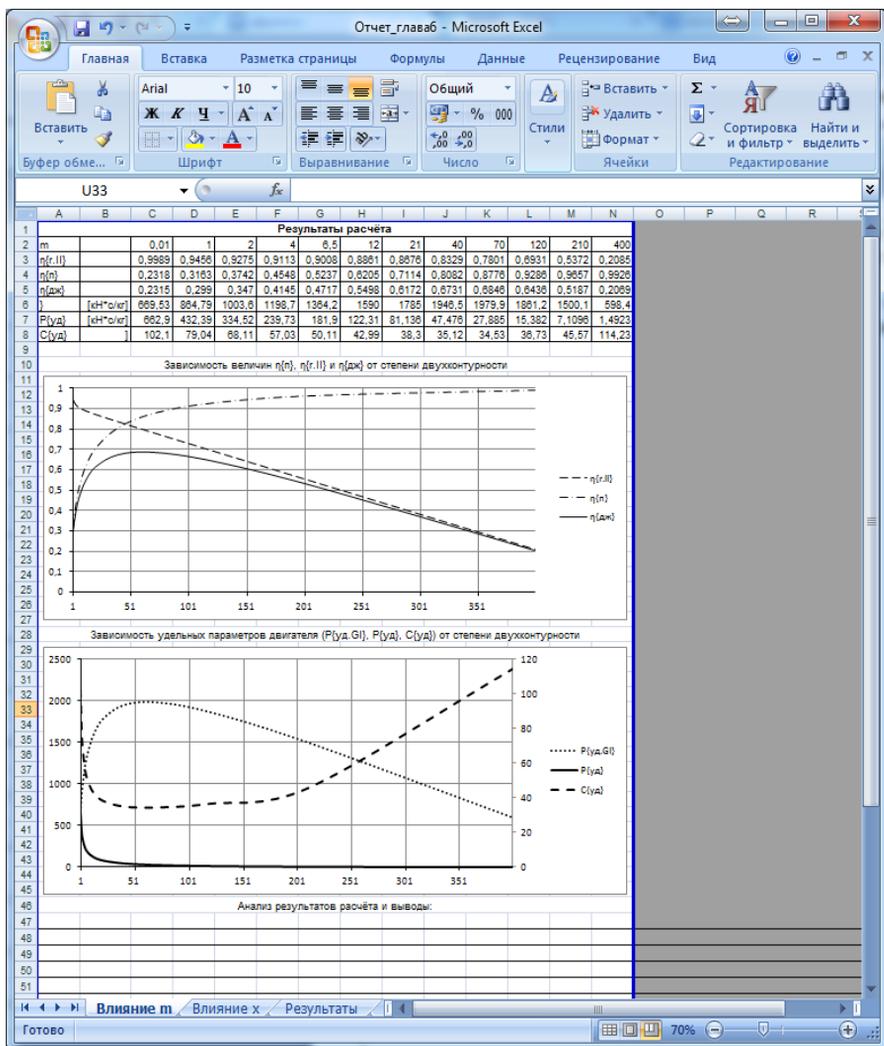


Рис. 3.10. Пример электронной версии отчета

Центральным местом работы является анализ результатов расчета и основные выводы по результатам анализа. В выводах необходимо указать, чем вызвано полученное изменение параметров двигателя по степени двухконтурности m и коэффициенту распределения энергии между контурами x , а также какие основные факторы оказывают влияние на характер этой зависимости.

Результаты анализа необходимо изложить на листах отчета доказательно, коротко, четко и хорошо почерком.

Распечатанные листы отчета сшиваются с бланком задания, который помещается в качестве первой страницы. Проставляются номера страниц.

В заключение (и это главное) необходимо хорошо обдумать полученные результаты и подготовиться к решению задач и к ответу на контрольные вопросы.

3.4 СДАЧА ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАЧИ

В процессе сдачи лабораторной работы нужно будет ответить на заданные преподавателем 2-3 вопроса и решить 2-3 задачи из указанного списка. Эти ответы нужно будет приложить в конце отчета по лабораторной работе и скрепить с ним.

Лабораторная работа сдается преподавателю в распечатанном виде, электронная версия формируется студентом по образцу (см. рис. 3.10).

3.4.1 Контрольные вопросы

1. Как образуется тяга (струйным и винтовым двигателями), куда она приложена и как передается летательному аппарату?

2. Приведите формулу для работы цикла, из которой следует, что силовые установки с ТРД и ТВД можно рассматривать как частные случаи ТРДД.

3. Коэффициент гидравлических потерь η_{rII} . От каких факторов и как он зависит?

4. Полетный КПД. Какие потери им учитываются, от каких факторов и как он зависит?

5. Дайте определение КПД двигателя. Какова основная особенность двигателя, взаимодействующего с воздушной средой (по сравнению с двигателем наземного транспорта)?

6. Проанализируйте влияние степени двухконтурности на удельную тягу двигателя $P_{уд}$, КПД двигателя и удельную тягу $P_{удGI}$.

7. От каких факторов и как зависит оптимальная степень двухконтурности?

8. Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $P_{удG1} = f(m)$?

9. Как и почему при одинаковой затрате энергии тяга ТРДД и ТВД отличается от тяги ТРД в условиях дозвуковой скорости полета?

10. Сравните ТРД и ТРДД при одинаковых параметрах цикла и при следующих дополнительных условиях: 1) $G_1 = \text{const}$; 2) $G_2 = \text{const}$; 3) $P = \text{const}$.

11. От каких факторов в общем случае зависит удельная тяга ТРДД? Выведите формулу для $P_{удG1}$.

12. Проанализируйте влияние распределения энергии между контурами (коэффициент x) на удельную тягу ТРДД.

13. От каких факторов и как зависит x_{opt} ? Какое влияние эти факторы оказывают на функцию $P_{удG1} = f(x)$?

3.4.2 Задачи

1. Определить тягу, развиваемую ТРД в стандартных атмосферных условиях у земли при скорости $V_{п} = 900$ км/ч, если при критическом истечении газа из суживающегося сопла площадью $F_{с.кр} = 0,7 \text{ м}^2$ скорость истечения и статическое давление равны соответственно 550 м/с и 150 кПа. Принять $\nu_{с} = \mu_{с} = \varphi_{с} = 1$.

2. Определить расход воздуха через винт ТВД при скорости полета $V_{п} = 600$ км/ч, если расход воздуха через двигатель $G_1 = 10$ кг/с, работа цикла $L_e = 500$ кДж/кг, коэффициент гидравлических потерь винта $\eta_{rп} = 0,9$, скорость потока за двигателем $c_{с1} = 210$ м/с и скорость потока за винтом $c_{с11} = 200$ м/с.

3. Определить тягу ГТД, если при скорости полета $V_{п} = 800$ км/ч расход воздуха через основной контур двигателя, работа цикла и КПД движителя равны соответственно 30 кг/с, 600 кДж/кг и 0,5.

4. Определить удельную тягу $P_{уд}$ и КПД движителя $\eta_{дж}$ ТРДД, если при скорости полета $V_{п} = 950$ км/ч скорость рабочего тела на выходе из движителя $c_{с11} = c_{с1} = 550$ м/с, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\eta_{rп} = 0,9$.

5. Как и во сколько раз изменятся удельная тяга двигателя $P_{уд}$ и удельная тяга $P_{уд G I}$, если с увеличением степени двухконтурности ТРДД от 0 до 6 КПД двигателя увеличивается от 0,3 до 0,5 при постоянных значениях скорости полета и работы цикла?

6. Определить расход воздуха через основной контур ТРДД при скорости полета $V_{п} = 950$ км/ч, если тяга двигателя $P = 30$ кН, степень двухконтурности $m = 5$, скорости истечения из наружного и внутреннего контуров при полном расширении равны соответственно 600 и 670 м/с. Принять $v_c = 1$.

7. Сравнить удельную тягу двигателя $P_{уд}$ ТРД, ТРДД ($m = 2$) и ТВД ($m = 100$), удельную тягу $P_{уд G I}$, полетный КПД и КПД двигателя $\eta_{дж}$, если при $V_{п} = 700$ км/ч работа цикла $L_e = 600$ кДж/кг, коэффициенты гидравлических потерь наружного контура ТРДД и винта ТВД равны соответственно 0,9 и 0,8. Принять $c_{сII} = c_{сI}$.

8. Сравнить ТРД, ТРДД ($m = 4$, $\eta_{r II} = 0,9$) и ТВД ($m = 50$, $\eta_{r II} = 0,85$) по тяге и КПД двигателя в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км при $V_{п} = 850$ км/ч, если расход воздуха через основной контур двигателя $G_{в I} = 20$ кг/с, температура газа перед турбиной $T^*_r = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$. Принять $c_{сII} = c_{сI}$.

9. Сравнить тягу трех двигателей, различающихся только степенью двухконтурности ($m = 0, 4, 8$), и их КПД двигателя $\eta_{дж}$ в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км при $V_{п} = 850$ км/ч, если суммарный расход воздуха через двигатель $G_{в \Sigma} = 100$ кг/с, температура газа перед турбиной $T^*_r = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_{\Sigma} = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,85$, $\eta_p = 0,93$, коэффициент гидравлических потерь наружного контура $\eta_{r II} = 0,9$. Принять $c_{сII} = c_{сI}$.

Лабораторная работа 4

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСНОВНЫХ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АСТРА

4.1 ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Целью лабораторной работы является закрепление и углубление теоретических знаний, полученных в рамках изучения раздела курса лекций «Основные закономерности изменения удельных параметров ГТД» [1, гл. 7], развитие навыков анализа результатов численного эксперимента.

Задачи лабораторной работы:

1. Исследование зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от температуры газа перед турбиной.
2. Исследование зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива от суммарной степени повышения давления.
3. Исследование влияния параметров движителя на удельные параметры двигателя.
4. Анализ полученных результатов и построение необходимых для анализа графиков.

Основное внимание при выполнении лабораторной работы должно быть уделено анализу результатов и выводам.

4.2 ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ГТД

4.2.1 Общий КПД и удельный расход топлива

Общим КПД называется отношение полезной работы $P V_n$ передвижения летательного аппарата к располагаемой энергии $G_T H_u$ внесенного в двигатель топлива:

$$\eta_o = \frac{P V_{\Pi}}{G_{\Gamma} H_u} = \frac{P V_{\Pi}}{G_{\Gamma} Q_0}. \quad (4.1)$$

Так как отношение тяги двигателя к расходу воздуха через основной контур равно удельной тяге $P_{удГ\Gamma}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло, то выражение общего КПД можно записать в следующем виде:

$$\eta_o = \frac{P_{удГ\Gamma} V_{\Pi}}{Q_0}. \quad (4.1a)$$

Умножая числитель и знаменатель полученного выражения на работу цикла, имеем

$$\eta_o = \eta_e \eta_{дж}. \quad (4.2)$$

Общий КПД показывает, какая часть располагаемой энергии внешнего в двигатель топлива преобразуется в полезную работу передвижения летательного аппарата. Он характеризует двигатель в целом: и как тепловую машину, и как движитель.

Однако общим КПД нельзя оценивать эффективность двигателя при $V_{\Pi} = 0$, так как в этих условиях $\eta_o = 0$. А поскольку большая часть испытаний авиационных двигателей ведется в стендовых условиях при нулевой скорости полета, на практике в качестве критерия топливной экономичности турбореактивного двигателя используется удельный расход топлива $C_{уд}$.

Выражая расход топлива и тягу через относительный расход топлива q_{Γ} и удельную тягу $P_{удГ\Gamma}$, получаем

$$C_{уд} = \frac{3600 q_{\Gamma} v'_{\Gamma}}{P_{удГ\Gamma}}, \quad (4.3)$$

где $v'_{\Gamma} = G_{\Gamma} / G_{в\Gamma}$ – коэффициент изменения массы воздуха в проточной части двигателя от сечения В до Г (изменением массы рабочего тела пренебрегаем, коэффициент v'_{Γ} принимаем равным единице).

Связь между $C_{уд}$ и η_o очевидна, поскольку из (4.1) получаем секундный удельный расход топлива $G_{\Gamma} / P = V_{\Pi} / (\eta_o H_u)$ и тогда

$$C_{уд} = \frac{3600 V_{\Pi}}{\eta_o H_u}. \quad (4.4)$$

Как следует из (4.4), удельный расход топлива при $V_{\text{п}} = \text{const}$ и $H_{\text{и}} = \text{const}$ изменяется обратно пропорционально общему КПД. С повышением эффективности двигателя общий КПД растет, а удельный расход топлива снижается.

Общий КПД зависит от параметров цикла ($T_{\text{г}}^*$ и π_{Σ}) и движителя (m и x), от внешних условий ($V_{\text{п}}$ и $T_{\text{н}}$) и потерь в узлах ($\eta_{\text{сж}}$, $\eta_{\text{р}}$, $\eta_{\text{п}}$), от коэффициента полноты сгорания топлива $\eta_{\text{г}}$. От этих же факторов, а также от удельной теплоты сгорания топлива $H_{\text{и}}$, зависит, следовательно, и удельный расход топлива.

Подчеркнем, что удельный расход топлива в крейсерских условиях полета является одним из основных показателей совершенства двигателей пассажирских и транспортных самолетов. Вместе с уровнем аэродинамики планера он определяет топливную эффективность самолета.

При постоянном общем КПД удельный расход топлива изменяется с изменением скорости полета (4.4) и в этом случае $C_{\text{уд}}$ не может быть критерием эффективности. Это обусловлено тем, что величина $C_{\text{уд}}$ определяется как отношение расхода топлива к тяге, а не к работе передвижения летательного аппарата.

4.2.2 Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива от параметров цикла

Влияние параметров цикла (температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления) на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии, что величины $V_{\text{п}}$, $T_{\text{н}}$, $\eta_{\text{сж}}$, $\eta_{\text{р}}$, $\eta_{\text{п}}$, $\eta_{\text{г}}$ и m сохраняются неизменными, а распределение энергии между контурами задается равенством скоростей $c_{\text{cl}} = c_{\text{cl}}$.

4.2.2.1 Зависимость удельных параметров двигателя от температуры газа перед турбиной

Влияние температуры $T_{\text{г}}^*$ на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной суммарной степени повышения давления.

Влияние температуры газа перед турбиной на удельную тягу. С повышением $T_{\text{г}}^*$ возрастает работа цикла, что и оказывает определяющее влияние на удельную тягу: она повышается на всех трех

типах ГТД вследствие увеличения количества тепла, подведенного к рабочему телу (рис. 4.1, а). Сделанный вывод относится и к удельной тяге двигателя $P_{уд}$, и к удельной тяге $P_{удГ1}$ в расчете на 1 кг рабочего тела, к которому подводится тепло.

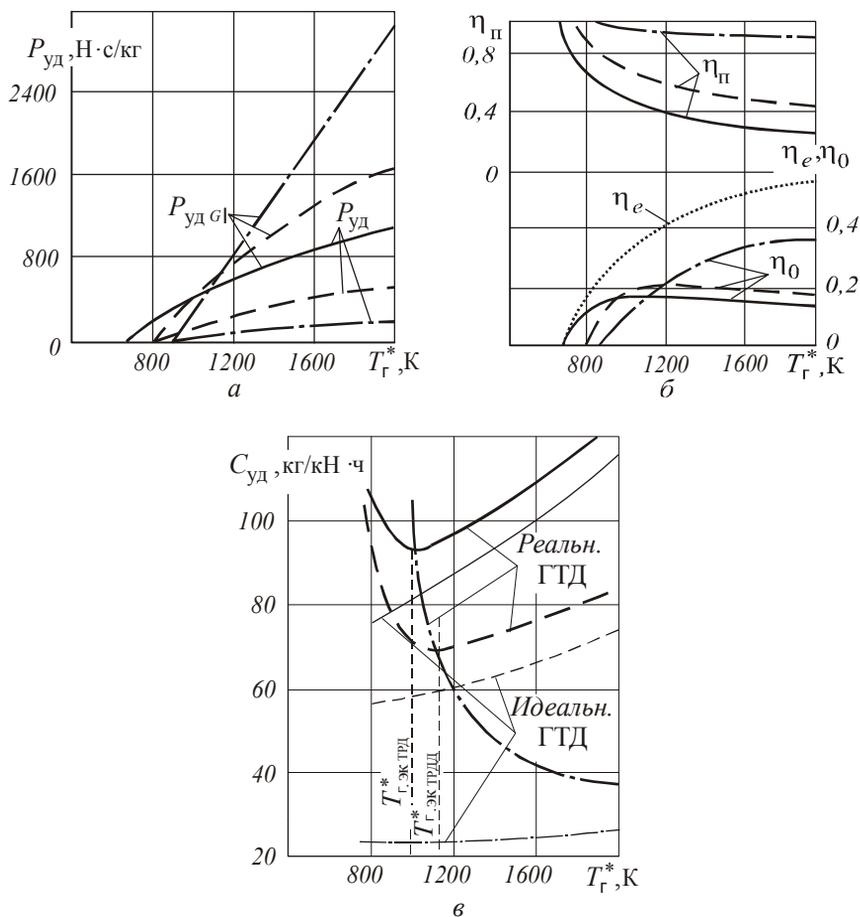


Рис. 4.1. Зависимости удельной тяги (а), КПД (б) и удельного расхода топлива (в) от $T_{г}^*$

При изменении температуры $T_{г}^*$ не сохраняется постоянным и коэффициент η_{rII} . Однако при $m = \text{const}$ и постоянном аэродинамическом совершенстве двигателя он изменяется качественно так же, как и

работа цикла. Причем в рабочем диапазоне температур $T^*_{г}$ коэффициент $\eta_{r||}$ изменяется незначительно.

Рост $P_{уд}$ при условии обеспечения заданной абсолютной тяги ведет к снижению габаритов и массы двигателя. Поэтому увеличение температуры газа перед турбиной – основная тенденция авиационного двигателестроения. С начала 40-х годов до конца XX века максимальная температура $T^*_{г}$ увеличилась примерно в 2 раза: от 1000 до 2000 К.

При уменьшении температуры газа перед турбиной до минимального значения $T^*_{г\min}$ удельная тяга ГТД падает до нуля, так как количество подведенного к рабочему телу тепла, уменьшаясь, становится равным величине потерь тепла с выхлопными газами.

Для ТРД работа цикла при этом равна нулю, а в ТРДД и ТВД к тепловым и гидравлическим потерям в основном контуре двигателя добавляются гидравлические потери в движителе. Поэтому в этих двигателях количество тепла $Q_1 = C_{pe}(T^*_{г\min} - T^*_к)$, подведенного к рабочему телу и затраченного на преодоление потерь соответственно больше. Следовательно,

$$T^*_{г\min\text{ТВД}} > T^*_{г\min\text{ТРДД}} > T^*_{г\min\text{ТРД}},$$

а работа цикла больше нуля и затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре (винте) $L_{r||} m = L_e$. Коэффициент гидравлических потерь $\eta_{r||}$ в точке с минимальной температурой газа перед турбиной равен нулю.

Влияние температуры газа перед турбиной на удельный расход топлива. Удельный расход топлива изменяется обратно пропорционально общему КПД, который равен произведению эффективного КПД на коэффициент гидравлических потерь $\eta_{r||}$ и на полетный КПД.

Подчеркнем, что влияние коэффициента $\eta_{r||}$ качественно не отличается от влияния эффективного КПД (и физические причины их изменения одинаковы). Поэтому далее анализ функции трех переменных $\eta_o = f(\eta_e, \eta_{r||}, \eta_n)$ заменен анализом функции двух переменных $\eta_o = f(\eta_e, \eta_n)$, что делает такой анализ более простым, но не менее строгим (рис. 4.1, б, в).

При минимальной температуре $T^*_{г} = T^*_{г\min}$ общий КПД двигателя равен нулю, а удельный расход топлива стремится к бесконечности, так как в этом случае удельная тяга двигателя равна нулю. Как отмеча-

лось, с повышением температуры газа перед турбиной увеличивается эффективный КПД, а также коэффициент гидравлических потерь η_{rII} , что объясняется увеличением работы цикла и уменьшением доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь в обоих контурах двигателя. Одновременно увеличивается скорость рабочего тела за движителем c_c , а следовательно и потери кинетической энергии с выходной скоростью, т.е. уменьшается полетный КПД.

*Таким образом, с увеличением T^*_r на общий КПД и удельный расход топлива два фактора оказывают противоположное влияние. Вначале (при небольших температурах) преобладает уменьшение доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь, затем (при высоких температурах) – увеличение потерь кинетической энергии. Это приводит к тому, что общий КПД вначале увеличивается, затем уменьшается, а при некоторой температуре, которую называют экономической $T^*_{г.эк}$, имеет место максимум.*

Экономическая температура газа перед турбиной зависит от потерь в узлах двигателя ($\eta_{сж}$, η_p , η_{rII}), скорости полета, суммарной степени повышения давления π_Σ , температуры наружного воздуха и от степени двухконтурности.

Увеличение потерь в узлах двигателя приводит к смещению минимума удельного расхода топлива в сторону больших значений температуры газа перед турбиной. С увеличением скорости полета потери кинетической энергии с выхлопными газами уменьшаются, что приводит к увеличению экономической температуры газа перед турбиной. С увеличением суммарной степени повышения давления рабочего тела температура $T^*_{г.эк}$ увеличивается (рис. 4.2). Кроме того, из выражения (4.6) следует, что экономическая температура $T^*_{г.эк}$ изменяется пропорционально температуре наружного воздуха.

С увеличением степени двухконтурности экономическая температура повышается, и на различных типах ГТД наблюдается различный характер зависимостей удельного расхода топлива от температуры T^*_r . На ТРД температура газа перед турбиной обычно превышает величину $T^*_{г.эк}$.

В этом случае с увеличением T^*_r удельный расход топлива возрастает. На ТВД, наоборот, $T^*_{г.эк}$ выше максимально достигнутых в настоящее время температур, поэтому с увеличением $T^*_{г.эк}$ удельный расход топлива $C_{уд}$ монотонно снижается (см. рис. 4.1, в).

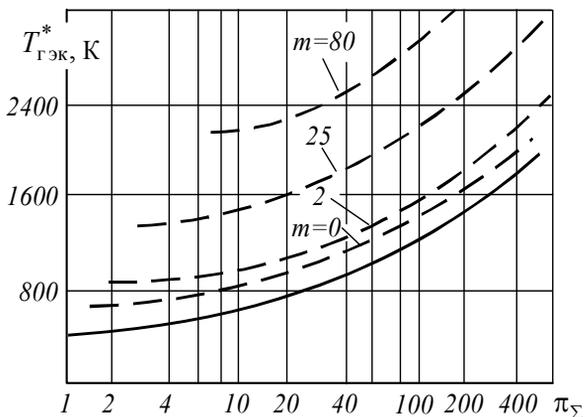


Рис. 4.2. Зависимости экономической температуры $T^*_{Г.ЭК}$ от π_{Σ} при $m = \text{var}$:
 — — — $V_{П} = 0$; - - - - $V_{П} = 750$ км/ч

Отмеченные особенности функции $C_{уд} = f(T^*_г)$ объясняются различным изменением КПД двигателя (4.2), поскольку газотурбинные двигатели как тепловые машины не отличаются друг от друга. На ТРД с увеличением $T^*_г$ КПД двигателя, равный полетному КПД, значительно снижается (см. рис. 4.1, б) вследствие увеличения потерь кинетической энергии. На ТВД, где внесенная в двигатель энергия распределяется по большей массе рабочего тела, потери кинетической энергии невелики, поэтому снижение полетного КПД с ростом $T^*_г$ компенсируется увеличением коэффициента гидравлических потерь, и КПД двигателя ТВД (КПД винта) в рабочем диапазоне сохраняется примерно постоянным. Величина КПД двигателя ТРДД занимает промежуточное положение между значениями $\eta_{дж}$ ТРД и ТВД. Такое же положение занимает и температура $T^*_{Г.ЭК}$ ТРДД – с увеличением степени двухконтурности она увеличивается и удельный расход топлива ТРДД приближается к удельному расходу $C_{уд}$ ТВД как по величине, так и по характеру изменения.

Следствием различного изменения КПД двигателя в зависимости от $T^*_г$ является также и различная интенсивность изменения удельной тяги $P_{удГ}$ по $T^*_г$ (см. рис. 4.1, а). Поскольку в рабочем диапазоне температур $\eta_{дж}$ ТВД $\approx \text{const}$, удельная тяга ТВД изменяется линейно по работе цикла, а следовательно и по температуре газа перед турбиной.

Функциональная зависимость удельной тяги ТРД от T^*_r более пологая вследствие снижения КПД двигателя.

Итак, экономическая температура газа перед турбиной, а следовательно и характер изменения $C_{уд}$ по T^*_r , зависят от КПД, π_Σ , V_Π , T_H и m . Здесь подробно проанализировано влияние только степени двухконтурности (типов двигателей) на функцию $C_{уд}=f(T^*_r)$. Следует, однако, иметь в виду, что аналогичное влияние оказывает каждый из перечисленных параметров, если изменять его в широких пределах. Например, при значительном снижении КПД ($\eta_{сж}$, η_p , η_{rII}), увеличении π_Σ или скорости полета V_Π температура $T^*_{г.эк}$, как уже отмечалось, повышается, что ведет к расширению диапазона температур, в котором с увеличением T^*_r удельный расход снижается (левая ветвь функции $C_{уд}$ удлиняется, правая укорачивается). Поэтому функциональные зависимости, показанные на рис. 4.1, в, справедливы, строго говоря, только для тех условий, которые указаны в подписи. Сделанный вывод важен для оценки влияния скорости полета, поскольку ГТД применяются в широком диапазоне скоростей. Так, на больших сверхзвуковых скоростях температура $T^*_{г.эк}$ существенно повышается (левая ветвь функции $C_{уд}=f(T^*_r)$ становится доминирующей); на скоростях V_Π , близких к предельным, с увеличением температуры T^*_r удельный расход топлива всегда снижается на газотурбинном двигателе любого типа и схемы при любых параметрах рабочего процесса.

По рис. 4.1 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при одинаковой температуре газа перед турбиной: удельная тяга $P_{удG1}$ ТВД и ТРДД превышает удельную тягу ТРД, а $C_{уд}$ ТВД и ТРДД меньше $C_{уд}$ ТРД, что обусловлено увеличением степени двухконтурности.

4.2.2.2 Зависимость удельных параметров двигателя от суммарной степени повышения давления

Влияние суммарной степени повышения давления на удельные параметры двигателя рассмотрим при условии сохранения постоянной температуры газа перед турбиной.

Зависимости удельной тяги и общего КПД от суммарной степени повышения давления имеют максимум, а удельного расхода топлива – минимум (рис. 4.3). Максимум удельной тяги всех трех типов ГТД

совпадает с максимумом работы цикла, т.е. достигается при оптимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{opt}}$ и объясняется противоположным влиянием на L_e двух факторов: увеличение термического КПД с ростом π_{Σ} и одновременное уменьшение количества подведенного тепла.

Максимум общего КПД и минимум удельного расхода топлива достигаются при суммарной степени повышения давления, которую называют экономической $\pi_{\Sigma \text{эк}}$. Наличие максимума КПД η_o (минимума $C_{уд}$) объясняется противоположным влиянием этих же двух факторов, однако на величину η_o ($C_{уд}$), строго говоря, влияет не уменьшение количества подведенного тепла, а возникающее в результате этого увеличение доли тепла, идущего на преодоление гидравлических потерь, т.е. уменьшение коэффициентов гидравлических потерь η_{rI} и η_{rII} .

Разные типы ГТД имеют различные значения $\pi_{\Sigma \text{эк}}$. Для ТВД $\pi_{\Sigma \text{эк}} = \pi'_{\Sigma}$ (максимум общего и эффективного КПД достигается при одинаковом π_{Σ}), так как КПД двигателя $\eta_{джТВД}$ сохраняется практически постоянным в диапазоне величин π_{Σ} , близких к π'_{Σ} . Для ТРД величина $\pi_{\Sigma \text{эк}} > \pi'_{\Sigma}$, поскольку в диапазоне степеней повышения давления от π'_{Σ} до $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ общий КПД возрастает вследствие увеличения полетного КПД и преобладающего влияния его на η_o (см. рис. 4.3,б). По интенсивности изменения функции $\eta_{п} = f(\pi_{\Sigma})$ ТРДД занимает промежуточное положение между ТРД и ТВД. Такое же положение занимает и экономическая степень повышения давления ТРДД, т.е.

$$\pi_{\Sigma \text{экТРД}} > \pi_{\Sigma \text{экТРДД}} > \pi_{\Sigma \text{экТВД}} = \pi'_{\Sigma}.$$

Экономическая степень повышения давления и экономическая температура зависят от одинаковых параметров, но влияние этих параметров на $T_{г\text{эк}}^*$ и $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ противоположно. Увеличение степени двухконтурности, скорости полета или потерь в узлах сопровождается снижением коэффициента гидравлических потерь (6.13) [1], влияние второго фактора усиливается, что и приводит к снижению $\pi_{\Sigma \text{эк}}$. Кроме того, $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ зависит от температуры газа перед турбиной, увеличиваясь с ростом $T_{г}^*$. Для идеального ГТД экономическая степень повышения давления равна предельной $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, т.е. увеличение π_{Σ} сопровождается непрерывным снижением удельного расхода топлива. При изменении

$\pi_{\Sigma \text{эк}}$ изменяется, следовательно, и характер функции $C_{\text{уд}} = f(\pi_{\Sigma})$: с увеличением $\pi_{\Sigma \text{эк}}$ расширяется диапазон, в котором удельный расход топлива снижается по π_{Σ} (левая ветвь функции).

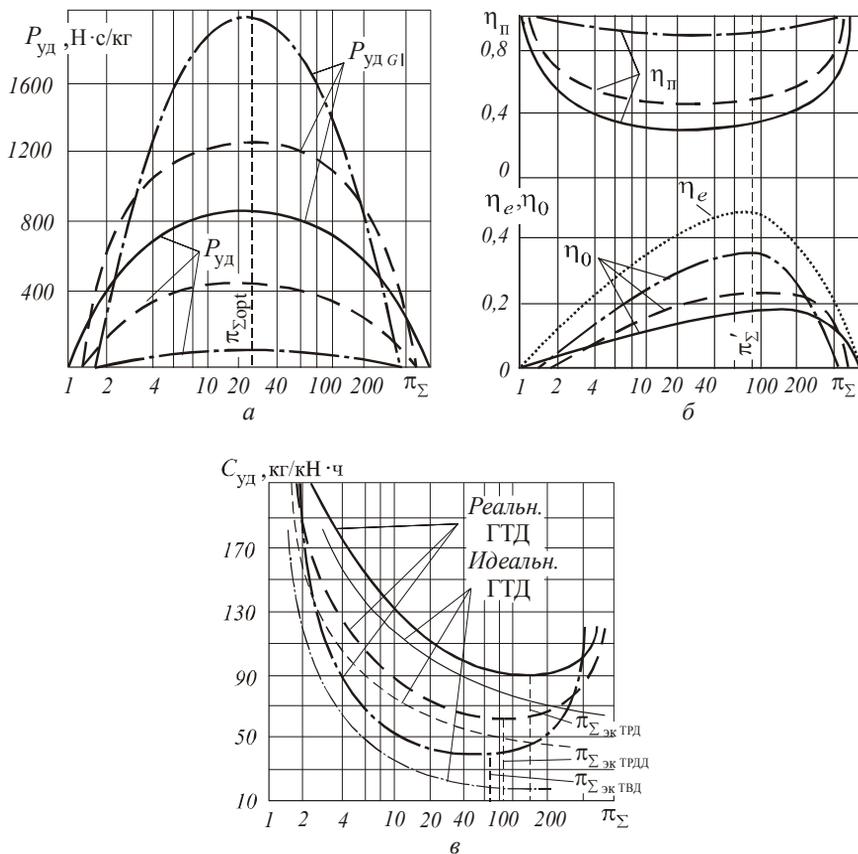


Рис. 4.3. Зависимости удельной тяги (а), КПД (б) и удельного расхода топлива (в) от π_{Σ}

При минимальной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{min}}$ удельная тяга и общий КПД равны нулю, а удельный расход топлива стремится к бесконечности.

Для ТРД $\pi_{\Sigma \text{min}} = 1$, при этом работа цикла и эффективный КПД равны нулю. Для ТРДД и ТВД $\pi_{\Sigma \text{min}} > 1$ и $L_e > 0$, при этом вся работа цикла затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наруж-

ном контуре ТРДД (винте ТВД), т.е. $L_e = L_{r \parallel} m$, а коэффициент гидравлических потерь и, соответственно, КПД движителя равны нулю. Так как с ростом степени двухконтурности гидравлические потери увеличиваются, то

$$\pi_{\Sigma \min \text{ТВД}} > \pi_{\Sigma \min \text{ТРДД}} > \pi_{\Sigma \min \text{ТРД}}.$$

При предельной степени повышения давления $\pi_{\Sigma \text{пр}}$, когда подведенное тепло, уменьшаясь, становится равным потерям в обоих контурах двигателя, удельная тяга и общий КПД также обращаются в нуль, а удельный расход топлива стремится к бесконечности.

Для ТРД $\pi_{\Sigma \text{пр}}$ определяется по формуле (5.9а) [1], и при $\pi_{\Sigma} = \pi_{\Sigma \text{пр}}$ работа цикла равна нулю. Для ТРДД и ТВД работа цикла в предельной точке больше нуля, она затрачивается на преодоление гидравлических потерь в наружном контуре (винте). Поэтому

$$\pi_{\Sigma \text{пр} \text{ТВД}} < \pi_{\Sigma \text{пр} \text{ТРДД}} < \pi_{\Sigma \text{пр} \text{ТРД}}.$$

Следует иметь в виду, что на двигателях, предназначенных для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов, реализованные в настоящее время степени повышения давления незначительно превосходят оптимальные, но существенно меньше экономических ($\pi_{\Sigma \text{эк}}$, как и π'_{Σ} , в 2 ... 4 раза превышают $\pi_{\Sigma \text{опт}}$). Поэтому дальнейшее увеличение π_{Σ} ($\pi_{\text{к}}^*$) на этих двигателях приводит к незначительному изменению удельной тяги, поскольку в окрестностях максимума функция $P_{\text{уд}} = f(\pi_{\Sigma})$ пологая, а удельный расход топлива с увеличением π_{Σ} , как правило, снижается – это главная закономерность его изменения по π_{Σ} , а увеличение $\pi_{\text{к}}^*$ – основная тенденция развития авиационного двигателестроения. За шестидесятилетнюю историю ГТД степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}0}^*$ увеличилась от 3 ... 5 до 40 ... 45, т.е. примерно в 10 раз.

По рис. 4.3 можно сравнить удельные параметры трех основных типов ГТД при одинаковой суммарной степени повышения давления. Отличия двигателей по величине удельного расхода топлива и по характеру его изменения в зависимости от π_{Σ} (как и от $T_{\text{г.ЭК}}^*$) являются следствием их различия по КПД $\eta_{\text{дж}}$.

Проведенный ранее анализ позволяет сделать вывод о том, что температура газа перед турбиной и степень повышения давления ока-

зывают на параметры двигателя весьма значительное влияние. Двигатель с невысокими значениями $T^*_г$ и $\pi_\Sigma(\pi^*_к)$ не может быть экономичным. В этом смысле *параметры цикла на удельную тягу и удельный расход топлива оказывают определяющее влияние.*

4.2.3 Зависимость удельной тяги и удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя

Влияние параметров движителя на удельные параметры ТРДД проанализируем при постоянных параметрах цикла и постоянных внешних условиях. Так как три основных типа ГТД отличаются друг от друга именно параметрами движителя, то такой анализ означает сравнение удельных параметров различных типов ГТД. Подчеркнем, что критерии двигателя как тепловой машины (L_e , η_e , Q_1 , и др.) сохраняются при этом постоянными.

Функция $P_{уд\ ГИ} = f(x)$ при оптимальном распределении энергии между контурами (x_{opt}) имеет относительный максимум (соответствующий заданному значению m). Абсолютный максимум удельной тяги в функции двух переменных (m и x) определить аналитически весьма сложно. Для заданных значений $T_{н}$, $V_{п}$, $T^*_г$, π_Σ при принятом уровне потерь эта задача может быть решена расчетным путем (рис. 4.4). В рассматриваемом численном примере увеличение степени двухконтурности от единицы до оптимального значения ($m_{opt} \approx 50$) приводит к увеличению коэффициента x_{opt} от $\sim 0,45$ до $\sim 0,95$ и к соответствующему увеличению удельной тяги от 1100 Н·с/кг до максимального значения $P_{уд\ ГИ\ max} = 2100$ Н·с/кг. Дальнейшее повышение степени двухконтурности приводит к уменьшению удельной тяги.

Максимум удельной тяги двигателя $P_{уд\ ГИ}$ одновременно по двум переменным практически равен максимуму удельной тяги, который достигается при условии оптимальной степени двухконтурности и $c_{сII} = c_{сI}$, так как в этом случае обеспечивается близкое к оптимальному распределение энергии между контурами.

Зависимость удельного расхода топлива ТРДД от параметров движителя легко проанализировать по формуле (4.3). Числитель этой формулы при изменении m и x не изменяется, так как относительный расход топлива зависит от параметров цикла, а от параметров движителя не зависит. *Поэтому удельный расход топлива в рассматривае-*

мом случае изменяется обратно пропорционально изменению удельной тяги $P_{уд Г1}$.

При постоянной степени двухконтурности и оптимальном распределении энергии между контурами удельный расход топлива имеет минимум, соответствующий максимуму удельной тяги. Причем при степенях двухконтурности, незначительно отличающихся от единицы, функция $C_{уд} = f(x)$ пологая и минимальный удельный расход топлива, а также максимальная удельная тяга практически обеспечиваются при значительном отклонении x от x_{opt} .

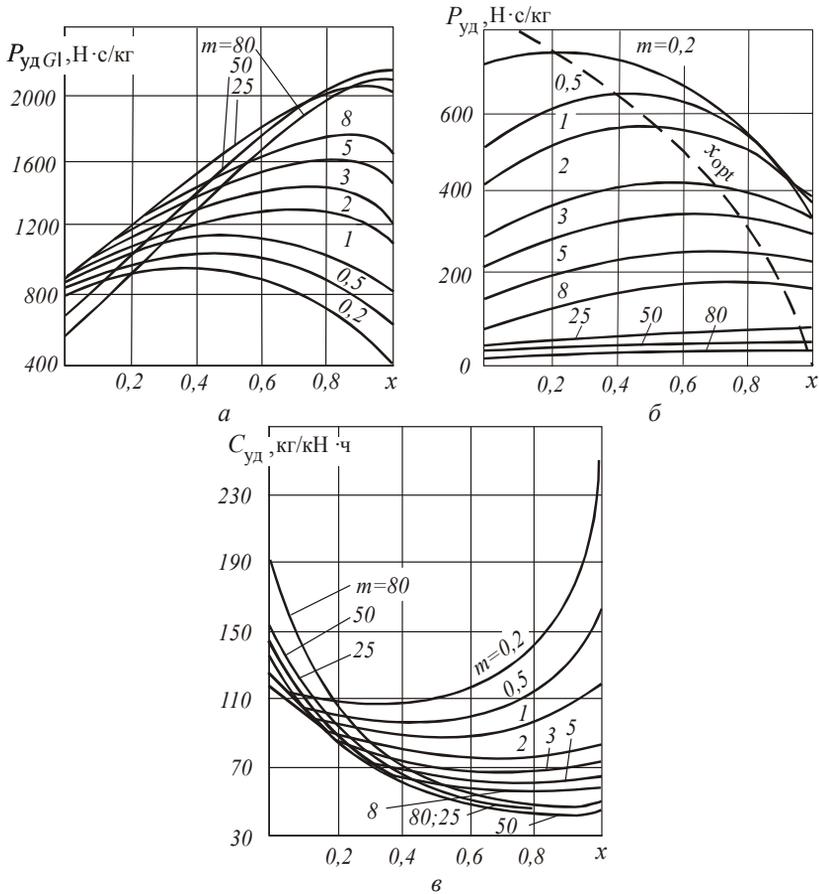


Рис. 4.4. Зависимости удельной тяги $P_{уд Г1}$ (а), $P_{уд}$ (б) и удельного расхода топлива $C_{уд}$ (в) от параметров двигателя

Минимум удельного расхода топлива одновременно по двум переменным, как и соответствующий максимум удельной тяги $P_{уд\text{ГД}}$, достигается при оптимальных параметрах движителя (m_{opt} и x_{opt}).

В приведенном примере (см. рис. 4.4) с увеличением степени двухконтурности от единицы до оптимального значения удельный расход топлива уменьшается от ~ 90 до ~ 45 кг / (кН·ч). Примерно такие же параметры движителя ($m = 50 \dots 100$, $x \approx 0,95$) имеет ТВД, который и обеспечивает минимальный удельный расход топлива в рассматриваемых дозвуковых условиях полета ($M_{\text{п}} < 0,7$).

Таким образом, эффективность ГТД можно значительно повысить, изменяя параметры движителя и приближая их к оптимальному значению. Изменяя степень двухконтурности и коэффициент x , можно получить ряд газотурбинных двигателей от ТРД ($m = 0$, $x = 0$) до ТВД с вертолетным винтом ($m \approx 1000$, $x = 0,95 \dots 0,99$).

Следует, однако, иметь в виду, что с увеличением степени двухконтурности ТРДД снижается удельная тяга движителя $P_{уд}$. При этом заданная абсолютная тяга обеспечивается за счет увеличения расхода воздуха через движитель, что ведет к соответствующему увеличению габаритов и внешнего сопротивления двигателя. Поэтому при выборе степени двухконтурности ТРДД внешнее сопротивление необходимо учитывать, особенно при больших скоростях полета.

Итак, наряду с повышением параметров цикла основным направлением развития двухконтурных двигателей является увеличение параметров движителя. За 40 лет применения ТРДД степень двухконтурности увеличилась от 0,3 ... 1,0 до 6 ... 10 при соответствующем увеличении коэффициента x .

4.3 ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Перед началом лабораторной работы преподаватель проверяет знание студентом теоретических основ, необходимых для последующего анализа результатов. Изучение этих основ обеспечивается в процессе посещения лекций, а также самостоятельного изучения студентами соответствующих разделов учебника [1] и данного лабораторного практикума. Необходимо также подготовиться к решению задач и к ответу на контрольные вопросы по 7 главе учебника [1].

После допуска к лабораторной работе каждому студенту выдается бланк индивидуального задания в печатном виде, который является также титульным листом отчета. В задании указываются следующие исходные данные:

- температура атмосферного воздуха T_n ;
- скорость полета V_n ;
- КПД процесса сжатия $\eta_{сж}$;
- КПД процесса расширения η_p ;
- коэффициент полноты сгорания топлива η_r ;
- КПД наружного контура η_{II} ;
- температура газа перед турбиной T_r^* ;
- суммарная степень повышения давления π_Σ .

Расчетный эксперимент выполняется студентами самостоятельно в автоматизированной системе термогазодинамического расчета и анализа АСТРА с помощью специально сформированной математической модели ГТД.

После запуска автоматизированной системы АСТРА в главном окне необходимо нажать кнопку «Открыть модель» (рис. 4.5).

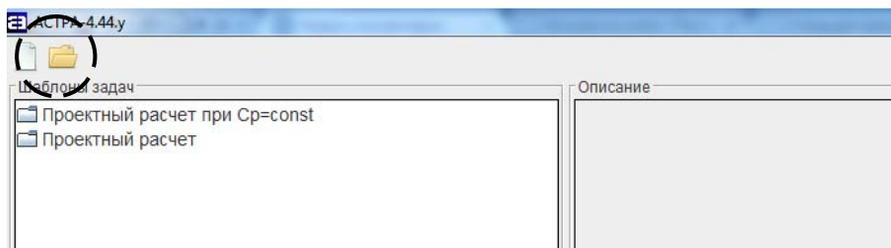


Рис. 4.5. Внешний вид главного окна после запуска системы

Далее необходимо выбирать специально созданную для проведения лабораторной работы модель ГТД, которая называется «ЛР_глава7.mdl.xml» (рис. 4.6). Более подробно об основах формирования математических моделей в САЕ-системе АСТРА написано в [2].

После открытия модели ГТД необходимо выделить в дереве структуры модели элемент «Исходные данные» и в соответствии с заданием внести свои исходные данные (рис. 4.7).

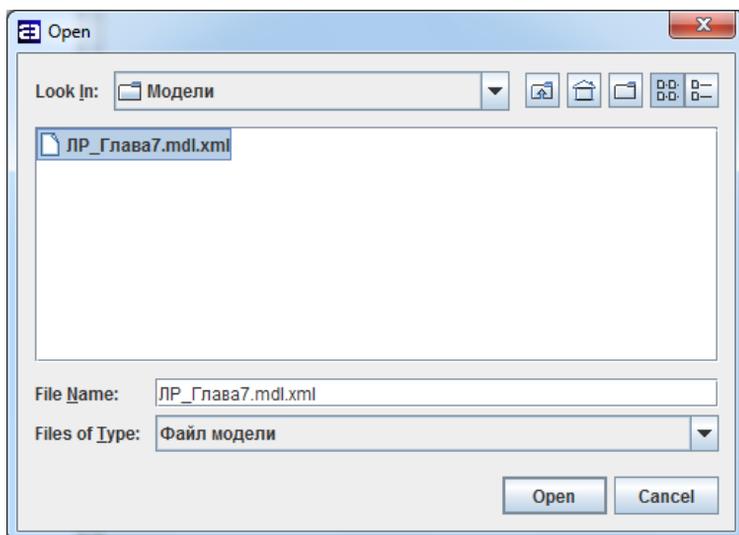


Рис. 4.6. Окно выбора модели для загрузки

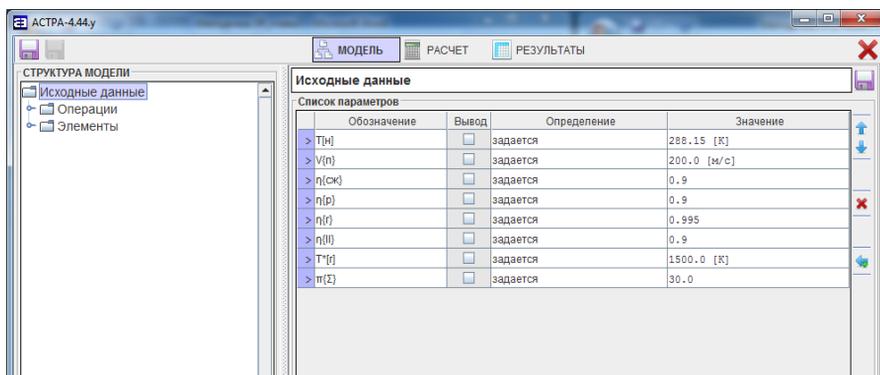


Рис. 4.7. Ввод исходных данных для расчета

После ввода исходных данных необходимо нажать кнопку «Расчет» в верхней части окна системы АСТРА. После проведения расчета в окне системы появятся результаты (рис. 4.8). Если в таблице хотя бы часть ячеек имеет красный цвет, расчет не был завершён корректно. Чаще всего причиной для этого являются неправильно введенные исходные данные.

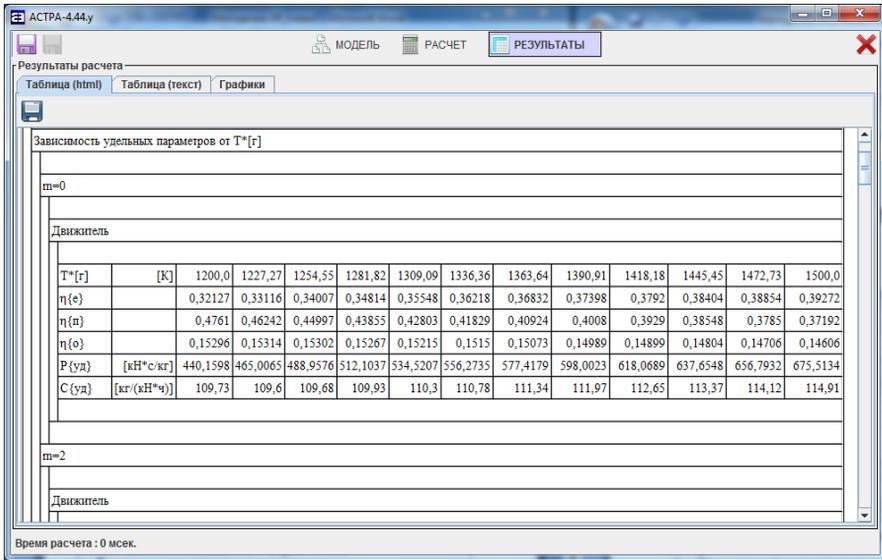


Рис. 4.8. Результаты расчета

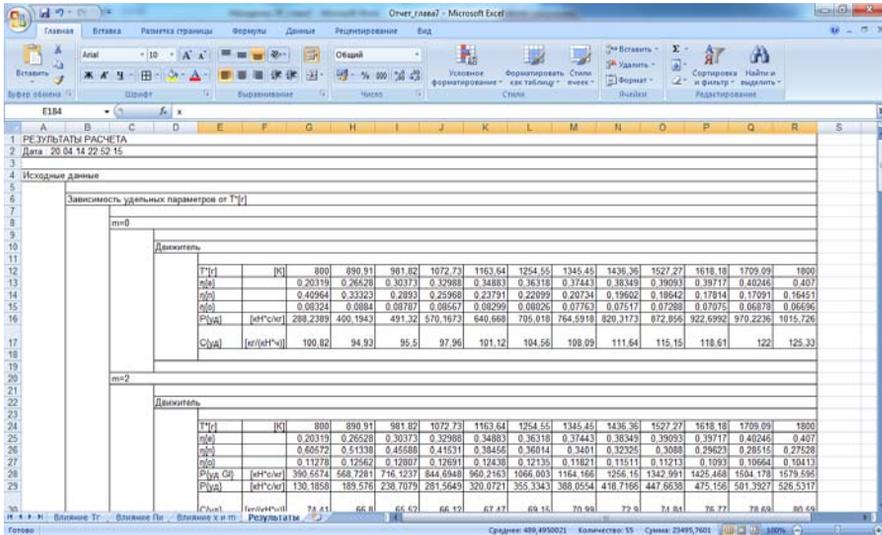


Рис. 4.9. Таблица результатов в файле отчета

Для того чтобы провести анализ полученных данных, необходимо перенести их в файл отчета. Для этого нажатием левой клавиши мыши внутри появившейся таблицы выделяем всю таблицу (нажатием клавиш Ctrl+A), затем копируем таблицу в буфер обмена (нажатием клавиш Ctrl+C). Открываем лист «Результаты» электронного отчета в программе MS Excel и вставляем полученную таблицу из буфера обмена (нажатием клавиш Ctrl+V) (рис. 4.9).

Копируем ячейки с результатами отдельных влияний параметров на соответствующие листы файла отчета («Влияние Тг», «Влияние Пи», «Влияние х и т») (рис. 4.10). Графики на листах отчета будут построены по внесенным данным автоматически, необходимо проверить их соответствие теоретическим зависимостям, а затем получить разрешение на печать отчета.

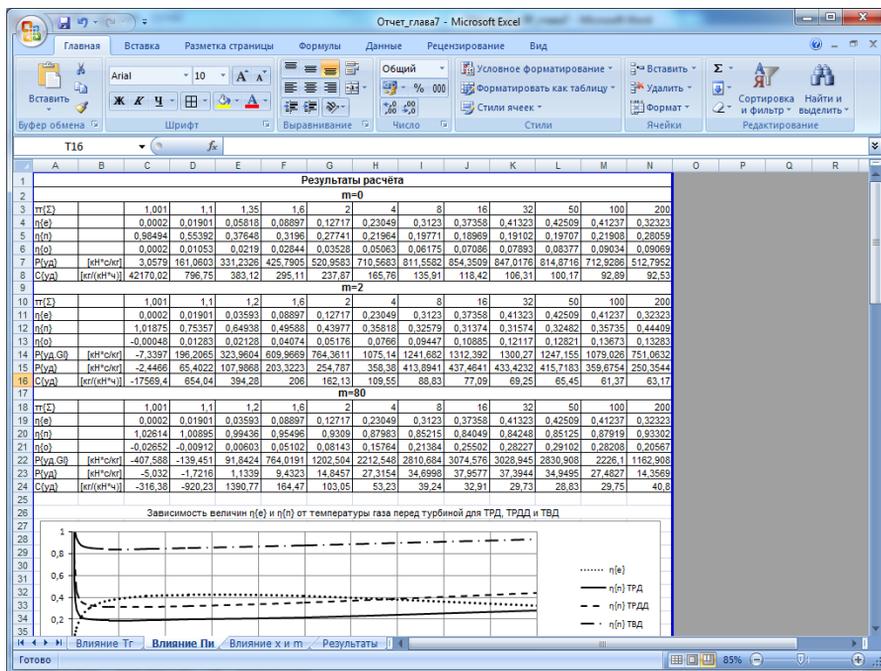


Рис. 4.10. Пример электронной версии отчета

Центральным местом работы является анализ результатов расчета и основные выводы по результатам анализа. В выводах необходимо указать, чем вызвано полученное изменение параметров двигателя по

температуре газа перед турбиной T_g^* , степени повышения давления π_Σ , степени двухконтурности m и коэффициенту распределения энергии между контурами x , а также какие основные факторы оказывают влияние на характер этой зависимости.

Результаты анализа необходимо изложить на листах отчета коротко, четко и хорошим почерком.

Распечатанные листы отчета сшиваются с бланком задания, который помещается в качестве первой страницы. Проставляются номера страниц.

В заключение (и это главное) необходимо хорошо обдумать полученные результаты и подготовиться к решению задач и к ответу на контрольные вопросы.

4.4 СДАЧА ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ И ЗАДАЧИ

В процессе сдачи лабораторной работы нужно будет ответить на заданные преподавателем 2-3 вопроса и решить 2-3 задачи из указанного списка. Эти ответы нужно будет приложить в конце отчета по лабораторной работе и скрепить с ним.

Лабораторная работа сдается преподавателю в распечатанном виде, электронная версия формируется студентом по образцу (см. рис.3.10).

4.4.1 Контрольные вопросы

1. Что характеризуют критерии η_o , $C_{уд}$ и C_e ? В чем заключаются их общность и различие?
2. Какие параметры и как влияют на общий КПД и удельный расход топлива ГТД?
3. Каковы особенности изменения удельной тяги трех основных типов ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной?
4. Как удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от температуры газа перед турбиной и почему?
5. Как удельная тяга трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления и почему?

6. Как удельный расход топлива трех основных типов ГТД зависит от суммарной степени повышения давления и почему?

7. Как удельный расход топлива ТРДД зависит от параметров движителя (m и x) и почему?

4.4.2 Задачи

1. Определить удельный расход топлива ГТД, если тяга $P = 50$ кН, расход воздуха через основной контур двигателя $G_1 = 50$ кг/с, коэффициент избытка воздуха в камере сгорания $\alpha = 4$. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь.

2. Определить полетный КПД ТРДД при скорости полета $V_{п} = 700$ км/ч, если удельный расход топлива $C_{уд} = 80$ кг/(кН·ч), эффективный КПД $\eta_e = 0,45$, коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре $\eta_{r\parallel} = 0,9$.

3. Тяга, расход топлива и расход воздуха через основной контур двигателя при скорости $V_{п} = 400$ км/ч соответственно равны $P = 50$ кН, $G_T = 0,8$ кг/с, $G_1 = 50$ кг/с. С увеличением скорости $V_{п}$ до 1000 км/ч КПД движителя увеличился в 2 раза при постоянном эффективном КПД и постоянной работе цикла. Определить удельную тягу $P_{уд G1}$ и удельный расход топлива ГТД при $V_{п} = 1000$ км/ч.

4. Определить расход воздуха через винт ТВД, если тяга, развиваемая ТВД и винтом, $P = 100$ кН, удельный расход топлива $C_{уд} = 25$ кг/(кН·ч), относительный расход топлива через камеру сгорания $q_T = 0,017$, отношение расхода воздуха через винт к расходу рабочего тела через основной контур двигателя $m = 100$. Изменением массы рабочего тела в проточной части двигателя пренебречь.

5. Определить эффективный удельный расход топлива C_e ТВД, если количество тепла Q_1 , подведенного к 1 кг рабочего тела, и количество тепла Q_2 , отданного рабочим телом, соответственно равны: $Q_1 = 1000$ кДж/кг, $Q_2 = 650$ кДж/кг. Принять $\eta_T = 0,98$.

6. Определить общий КПД и удельный расход топлива ТРД в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км при $V_{п} = 850$

км/ч, если температура газа перед турбиной $T^*_г = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_\Sigma = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,88$, $\eta_p = 0,93$ и коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_г = 0,99$. Условную удельную теплоемкость рабочего тела в камере сгорания принять равной $c_{p\text{к.с}} = 1267$ Дж/(кг·К).

7. Определить общий КПД и удельный расход топлива ТРДД в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км при $V_{п} = 850$ км/ч, если температура газа перед турбиной $T^*_г = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_\Sigma = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,88$, $\eta_p = 0,93$, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_г = 0,99$, степень двухконтурности $m = 5$ и коэффициент гидравлических потерь в наружном контуре $\eta_{r\parallel} = 0,97$. Принять $c_{сI} = c_{сII}$, $c_{p\text{к.с}} = 1267$ Дж/(кг·К).

8. Определить общий КПД и удельный расход топлива ТВВД ($m = 60$, $\eta_{r\parallel} = 0,95$) в стандартных атмосферных условиях на высоте $H = 11$ км при $V_{п} = 850$ км/ч, если температура газа перед турбиной $T^*_г = 1550$ К, суммарная степень повышения давления $\pi_\Sigma = 70$, КПД процессов сжатия и расширения $\eta_{сж} = 0,88$, $\eta_p = 0,93$, коэффициент полноты сгорания топлива $\eta_г = 0,99$. Принять $c_{сI} = c_{сII}$, $c_{p\text{к.с}} = 1267$ Дж/(кг·К).

9. Как изменятся работа цикла, удельная тяга ($P_{уд}$ и $P_{удG}$) и критерии, характеризующие эффективность двигателя (η_e , η_p , $\eta_{дж}$, η_o и $C_{уд}$), с переходом от ТРД к ТРДД ($m = 5$, $\eta_{r\parallel} = 0,97$) и ТВВД ($m = 60$, $\eta_{r\parallel} = 0,95$) при неизменных внешних условиях ($T_{н} = 216,8$ К, $V_{п} = 850$ км/ч), параметрах цикла ($T^*_г = 1550$ К, $\pi_\Sigma = 70$) и КПД ($\eta_{сж} = 0,88$, $\eta_p = 0,93$, $\eta_г = 0,99$)? Принять $c_{сI} = c_{сII}$, $c_{p\text{к.с}} = 1267$ Дж/(кг·К).

10. Как изменятся тяга, часовой и удельный расходы топлива ТРДД при изменении степени двухконтурности ($m = 0; 4; 8$), если расход воздуха через внутренний контур сохраняется постоянным $G_{вI} = 20$ кг/с при неизменных внешних условиях ($T_{н} = 216,8$ К,

$V_{\text{п}} = 850$ км/ч), параметрах цикла ($T_{\text{г}}^* = 1550$ К, $\pi_{\Sigma} = 70$) и КПД ($\eta_{\text{сж}} = 0,88$, $\eta_{\text{р}} = 0,93$, $\eta_{\text{rII}} = 0,97$, $\eta_{\text{г}} = 0,99$)? Принять $c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}}$, $c_{\text{рк.с}} = 1267$ Дж/(кг · К).

11. Как изменятся тяга, часовой и удельный расходы топлива при изменении степени двухконтурности ($m = 0; 4; 8$), если суммарный расход воздуха через двигатель сохраняется постоянным $G_{\Sigma} = 100$ кг/с при неизменных внешних условиях ($T_{\text{н}} = 216,8$ К, $V_{\text{п}} = 850$ км/ч), параметрах цикла ($T_{\text{г}}^* = 1550$ К, $\pi_{\Sigma} = 70$) и КПД ($\eta_{\text{сж}} = 0,88$, $\eta_{\text{р}} = 0,93$, $\eta_{\text{rII}} = 0,97$, $\eta_{\text{г}} = 0,99$)? Принять $c_{\text{сI}} = c_{\text{сII}}$, $c_{\text{рк.с}} = 1267$ Дж/(кг · К).

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 2 кн. Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ [Текст]: учебник. / В.В. Кулагин, В.С. Кузьмичев. – 3-е изд., испр. – М.: Машиностроение, 2013. – 336 с.
2. Формирование виртуальных моделей рабочего процесса ГТД различных типов и схем в САЕ-системе АСТРА [Электронный ресурс]: электрон. метод. указания / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т); сост. В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков, И.Н. Крупенич. Электрон. текстовые и граф. дан. (987 Кбайт). – Самара, 2011. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Учебное издание

*Кузьмичев Венедикт Степанович
Кулагин Виктор Владимирович
Ткаченко Андрей Юрьевич
Рыбаков Виктор Николаевич
Крупенич Илья Николаевич*

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ
ИЗМЕНЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ
ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД**

Лабораторный практикум

Редактор Н.С. Купринова
Доверстка Л.Р. Дмитриенко

Подписано в печать 20.05.2016. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 6,25.

Тираж 300 экз. Заказ . Арт. 16/2016.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

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