

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
"САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)"
(СГАУ)

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА
В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТРД.
АНАЛИЗ ЕГО ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА
И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОЛУЧЕНИЕ ЛИНИИ
РАБОЧИХ РЕЖИМОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМ
СЕЧЕНИЕМ СОПЛА**

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
"САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)"
(СГАУ)

В.А. ГРИГОРЬЕВ, Д.С. КАЛАБУХОВ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА
В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТРД.
АНАЛИЗ ЕГО ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА
И ЭКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЕ ПОЛУЧЕНИЕ ЛИНИИ
РАБОЧИХ РЕЖИМОВ ТРД С ИЗМЕНЯЕМЫМ
СЕЧЕНИЕМ СОПЛА**

*Рекомендовано редакционно-издательской комиссией по двигателям
летательных аппаратов и энергомашиностроению в качестве
методических указаний к лабораторной работе*

УДК 629.7.036.(075)
ББК 39.55
Л125

Составители: В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Бирюк В.В.

Определение параметров рабочего тела в проточной части ТРД. Анализ его термодинамического цикла и экспериментальное получение линии рабочих режимов ТРД с изменяемым сечением сопла: метод. указания к лаб. работе / *В.А. Григорьев, Д.С. Калабухов*. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015.- 44 с: ил.

Методические указания знакомят студентов с процессами, происходящими в основных узлах ТРД. Даны основы теории рабочего процесса ВРД, рассмотрены методы экспериментального определения основных технических данных ГТД. Приведены схемы и устройство учебного стенда. Описаны порядок проведения и методика лабораторной работы.

Предназначены для студентов, обучающихся по специальности 24.05.02. «Проектирование авиационных и ракетных двигателей», а также для студентов 1-го и 3-го факультетов.

СОДЕРЖАНИЕ

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	4
ВВЕДЕНИЕ	7
1. ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ	8
2. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	8
3. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ЦИКЛА ТРД С ПОДВОДОМ ТЕПЛОТЫ ПРИ ПОСТОЯННОМ ДАВЛЕНИИ (ЦИКЛ БРАЙТОНА)	11 11
3.1. Изменение параметров рабочего тела в проточной части ТРД	12
3.2. Сила тяги ВРД.....	19
3.3. Экспериментально-расчетное определение параметров ...	20
4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛИНИЙ РАБОЧИХ РЕЖИМОВ ДВИГАТЕЛЯ С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПЛОЩАДЬЮ	26 26
5. ИЗМЕРЕНИЯ НА СТЕНДЕ	28
Список литературы	33
ПРИЛОЖЕНИЕ А	34
ПРИЛОЖЕНИЕ Б	35
ПРИЛОЖЕНИЕ В	39
ПРИЛОЖЕНИЕ Г	40
ПРИЛОЖЕНИЕ Д	43

ОСНОВНЫЕ УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- V_n – 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);
 $P_{уд}$ – удельная тяга двигателя кН·с/кг;
 $C_{уд}$ – удельный расход топлива, кг/(Н·ч) [кг/(кН·ч)];
 π_v – степень повышения давления во входном устройстве;
 π_k^* – степень повышения давления в компрессоре;
 π_Σ – суммарная степень повышения давления;
 π_t^* – степень понижения давления в турбине;
 $\pi_{ср}$ – располагаемая степень понижения давления газа в канале сопла;
$$\pi_v = \frac{P_n^*}{P_n} ; \pi_k^* = \frac{P_k^*}{P_v^*} ; \pi_\Sigma = \frac{P_k^*}{P_n} ; \pi_t^* = \frac{P_t^*}{P_k^*} ; \pi_{ср} = \frac{P_t^*}{P_n} ;$$

$q(\lambda), \pi(\lambda), \tau(\lambda)$ и др. – газодинамические функции;
 n – частота вращения, 1/мин;

- L – удельная работа, кДж/кг;
 Q – удельный подвод (отвод) теплоты, кДж/кг;
 i – удельная энтальпия, кДж/кг;
 s – удельная энтропия, кДж/(кг · К);
 η – КПД;
 η_Γ – коэффициент полноты сгорания топлива;
 ΔK – запас устойчивой работы ;
 G – массовый расход, кг/с;
 F – площадь проходного сечения, м² ;
 ρ – плотность, кг/м³ ;
 q_m – отношение расхода топлива к расходу воздуха, проходящего через камеру сгорания;

- α – коэффициент избытка воздуха в основной камере сгорания;
 L_0 – количество воздуха, теоретически необходимое для полного сжигания 1 кг топлива;
 R – удельная газовая постоянная, Дж/(кг · К);
 k, k_T – показатель изэнтропы для воздуха, газа;
 c_p – средняя удельная теплоемкость для воздуха, газа, Дж/(кг·К) [кДж/(кг·К)];
 $c_{p_v} = 1005$ Дж/кг·К (для воздуха);
 $c_{p_r} = 1156$ Дж/кг·К (для газа);
 m_T – численный коэффициент в уравнении расхода, (кг·К/Дж)^{0.5};
 $m_v = 0,0404$ (для воздуха);
 $m_r = 0,0397$ (для газа);
 μ – коэффициент расхода;
 c_x – коэффициент аэродинамического сопротивления;
 σ – коэффициент восстановления давления заторможенного потока;
 φ_c – коэффициент скорости реактивного сопла ;
 φ – коэффициент расхода входного устройства;
 H_u – низшая удельная теплота сгорания топлива, (кДж/кг);
 l – относительная удельная работа;
 $l_K = L_K / c_p T_v^*$; $l_T = L_T / c_{p_r} T_r^*$.

Индексы

- ид – идеальный;
исх – исходный;
к – компрессор;
кр – крейсерский, критический;
кс – камера сгорания;
с – сопло, секундный;
са – сопловой аппарат;
сж – сжатие;
см – смешение;
ср – средний, срез;
су – силовая установка;
т – турбина;

m – топливо;
тк – турбокомпрессор;
уд – удельный;
ч – часовой;
e – эффективный;
s – изоэнтропный;
 Σ – суммарный;

Сокращения

ВГТД – вспомогательный газотурбинный двигатель;
ВУ – входное устройство;
ГТД – газотурбинный двигатель;
ЛА – летательный аппарат;
л.р.р – линия рабочих режимов;
на – направляющий аппарат;
АСИ – автоматизированная система испытаний;
ВРД – воздушно-реактивные двигатели;
МГТД – малоразмерный газотурбинный двигатель;
КС – камера сгорания.

ВВЕДЕНИЕ

Данные методические указания развивают накопленный на кафедре «Теория двигателей летательных аппаратов» значительный образовательный потенциал. Он применяется для закрепления и углубления знаний, полученных студентами при изучении сложных разделов курсов «Теория ВРД».

В первом разделе дан порядок проведения лабораторной работы и требования к студентам при выполнении работ.

Во втором разделе дано описание экспериментальной установки.

В третьем разделе рассмотрены цикл Брайтона, особенности рабочего процесса воздушно-реактивных двигателей. Этот материал является основой лабораторной работы «Определение параметров газового потока в проточной части ТРД», которая предусматривает анализ его термодинамического цикла и экспериментальное получение линии рабочих режимов ТРД с изменяемым сечением сопла.

В четвертом разделе рассмотрено определение условий совместной работы элементов ТРД.

В пятом разделе рассмотрены основные средства измерений при испытаниях ТРД.

Цель данной лабораторной работы – практическое ознакомление с теоретическими основами рабочего процесса ВРД, расчетно-экспериментальное изучение изменений основных параметров (давления p , температуры T , скорости C) газовоздушного потока в проточной части двигателя.

В лабораторной работе ставятся **задачи**:

- измерение и расчет основных параметров рабочего процесса в характерных сечениях ТРД;
- построение термодинамического цикла ТРД в координатах $p-v$; построение зависимостей изменения параметров рабочего процесса вдоль проточной части ТРД;
- построение линий рабочих режимов для ТРД с изменяемой площадью сопла;
- анализ термодинамического цикла.

1. ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЫ

Работа проводится на учебном стенде кафедры теории двигателей летательных аппаратов (корпус №11, ауд. 202, 104).

В начале студенты изучают данное руководство и знакомятся с правилами техники безопасности. Преподаватель знакомит студентов с двигателем, установленном на испытательном станке в боксе, с его препарированием и с системами измерений. Преподаватель распределяет студентов по рабочим местам и объясняет порядок действий во время испытаний.

Персонал учебного стенда проводит испытания ТРД, студенты при этом снимают показания приборов на своем рабочем месте, знакомятся с показаниями приборов на других рабочих местах.

Далее под контролем преподавателя студенты выполняют обработку результатов измерений, анализируют построенный термодинамический цикл ТРД, строят необходимые графические зависимости и оформляют протокол лабораторной работы. На 2-м занятии испытывают ТРД с другим соплом и по результатам двух испытаний анализируют совместную работу узлов двигателя и строят на характеристике компрессора (в координатах $\pi_{к*}$ и $G_{в пр}$) соответствующие линии рабочих режимов.

Оформляется протокол лабораторной работы.

Работа завершается индивидуальным опросом студентов по материалам лабораторной работы. Примеры контрольных вопросов приведены на стр. 33

Графические зависимости изменения параметров вдоль проточной части ТРД строятся на бланке (см. образец на стр. 41), а термодинамический цикл – на оборотной стороне этого бланка. Линии рабочих режимов в координатах оформляются на миллиметровке. Все графические зависимости выполняются КАРАНДАШОМ.

2. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Лабораторная работа проводится на учебно-экспериментальной установке, где в качестве объекта испытаний используется малоразмерный ТРД ТС-12 (см. рис. 1), выполненный на базе турбостартера ТС-12, устанавливаемого на турбовинтовом двигателе НК-12МВ.



Рисунок 1 – Внешний вид ТРД ТС-12 на испытательном станке

Основные данные ТРД ТС-12

Частота вращения на максимальном режиме	$n_{\max} = 25000$ 1/мин
Тяга на максимальном режиме	$P_{\text{дв}} = 0,637$ кН (65 кгс)
Часовой расход топлива	$G_m = 105$ кг/ч
Температура газа за турбиной	$T_t^* = 870$ К
Температура газа перед турбиной	$T_r^* = 920$ К
Степень повышения давления	$\pi_k = 2,1$
Удельный расход топлива	$C_{\text{уд}} = 175$ кг/(кН·ч)

Видно, что параметры ТРД ТС-12 не являются характерными для современных, даже малоразмерных двигателей. Однако на изучение вопросов, рассматриваемых в данной работе, это не влияет. Анализ измеренных параметров рабочего тела в проточной части двигателя позволяет получить представление о рабочем процессе ТРД и его основных элементах.

В качестве входного устройства используется лемнискатный насадок, обеспечивающий равномерный профиль скорости воздуха в том сечении трубы, где установлены приемники давления. Сблюде-

ние этих условий обеспечивает косвенное измерение расхода воздуха (G_B).

В центробежном компрессоре увеличивается давление воздуха. Далее он попадает в трубчато-кольцевую камеру сгорания (КС). Здесь воздух смешивается с топливом, которое впрыскивается в КС через форсунки. Топливо испаряется и, перемешиваясь с воздухом, образует топливно-воздушную смесь. Сгорая, эта смесь преобразуется в продукты сгорания (газ), а выделившаяся в химической реакции теплота нагревает рабочее тело.

После камеры сгорания газ поступает в турбину, где часть его потенциальной энергии (давление и высокая температура) затрачивается на вращение рабочего колеса. Через вал эта работа передается компрессору. Из турбины газ попадает в суживающееся сопло, где происходит его расширение до давления окружающей среды. В процессе расширения газ увеличивает скорость до значения C_c .

На рис. 2 показана схема установки ТРД ТС-12 на силоизмерительном станке, который состоит из станины 5, к которой на гибких стальных лентах 4 подвешивается подвижная платформа 3.

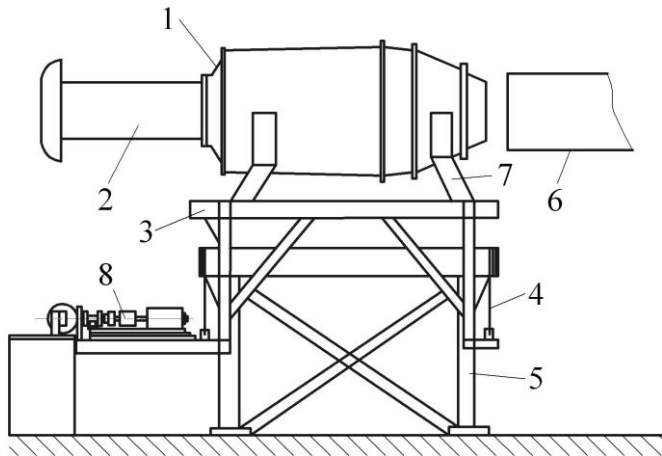


Рисунок 2 – Схема установки:

1 – ТРД ТС-12; 2 – лемнискатный насадок; 3 – подвижная платформа; 4 – гибкие стальные ленты; 5 – станина станка; 6 – выхлопная труба; 7 – элементы крепления двигателя на стенде; 8 – силоизмерительный датчик

Под действием силы тяги двигатель 1, через элементы крепления 7, передает усилие на подвижную платформу, которая, в свою очередь, воз-

действует на силоизмерительный датчик 8. С его помощью система измеряет силу тяги $P_{дв}$.

В пультовой размещается пульт управления двигателем и информационные панели. На них выводятся (см. рис. 3) виртуальные приборы измерения.

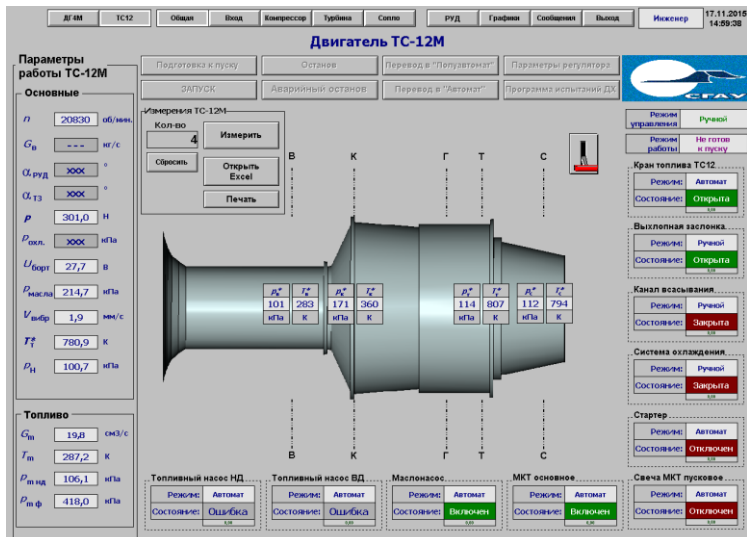


Рисунок 3 – Виртуальные приборы измерения на информационной панели

Четыре информационные панели являются рабочими местами студентов при выполнении экспериментов с ТРД ТС-12.

3. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ЦИКЛА ТРД С ПОДВОДОМ ТЕПЛОТЫ ПРИ ПОСТОЯННОМ ДАВЛЕНИИ (ЦИКЛ БРАЙТОНА)

Под основными параметрами рабочего тела ГТД понимают заторможенное и статическое давления (p^* , p), заторможенную и статическую температуры (T^* , T) и скорость потока (C). Некоторые из них, например заторможенные и статические давления, температуры торможения, могут быть измерены^{*)} практически в любом сечении двига-

^{*)} Как правило, не измеряется температура заторможенного потока перед турбиной T_T^* , т.к. за камерой сгорания обычно наблюдается существенная неравномерность радиального и окружного поля значений температуры.

теля. Остальные параметры (T , C и др.), в том числе и T_r^* , могут быть определены косвенным путем (расчетом) на основе измеренных параметров.

Закономерности изменения давлений, температур и скоростей в сечениях двигателя (рис. 4) вытекают из рабочего цикла (цикл Брайтона при $p = \text{const}$) ТРД, изображенного в $i-s$ координатах на рис. 5.

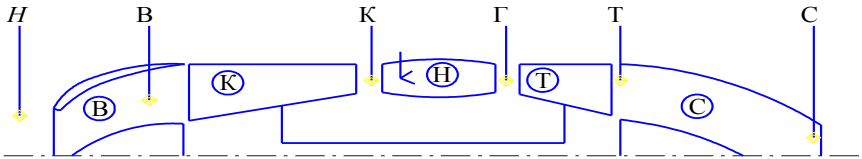


Рисунок 4 – Схема обозначения сечений в проточной части ТРД:
 H - невозмущенная атмосфера; B - вход в компрессор; K - выход из компрессора;
 Γ - вход в турбину; T - выход из турбины; C - срез сопла

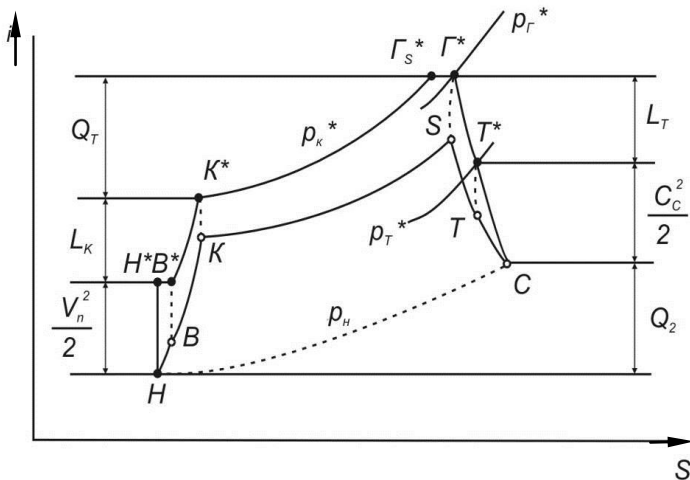


Рисунок 5 – $i-s$ диаграмма рабочего цикла ТРД

3.1. Изменение параметров рабочего тела в проточной части ТРД

Изменение температуры. Для анализа изменения температуры в элементах проточной части двигателя обычно применяют уравнение

сохранения энергии газового потока в форме уравнения теплосодержания.

В общем случае для какого-либо элемента двигателя с параметрами на входе в него p_1, T_1, C_1 и параметрами на выходе p_2, T_2, C_2 (рис. 6) уравнение энергии имеет вид

$$c_p T_1 + \frac{C_1^2}{2} \pm Q \pm L = c_p T_2 + \frac{C_2^2}{2} \quad (3.1)$$

или

$$\pm Q \pm L = c_p(T_2 - T_1) + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2} = (i_2 - i_1) + \frac{C_2^2 - C_1^2}{2},$$

где Q - подведенная (+) или отведенная (-) тепловая энергия;

L - подведенная или отведенная механическая работа.

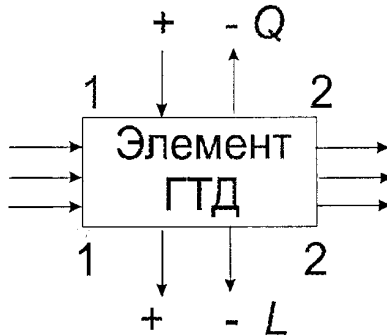


Рисунок 6 – Схема изменений параметров в элементе ГТД

Уравнение энергии (3.1) показывает, что теплота и механическая энергия, подведенные к движущемуся газу извне, расходуются на изменение его кинетической энергии и теплосодержания.

Рассмотрим применение уравнения (3.1) к рабочим процессам, происходящим в основных элементах ТРД.

ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Процесс поступления воздуха из невозмущенной атмосферы (H) в двигатель (B) энергетически изолирован, т.е. $Q = 0, L = 0$. В этом случае

$$c_p(T_B - T_H) + \frac{C_B^2 - C_H^2}{2} = 0 \text{ или}$$

$$i_H + \frac{C_H^2}{2} = i_B + \frac{C_B^2}{2}. \quad (3.2)$$

Таким образом, во входном канале ТРД сумма теплосодержания и кинетической энергии газа (полное теплосодержание) остается величиной постоянной и, следовательно, изменение температуры воздуха в этом элементе ТРД связано только с изменением скорости. При увеличении скорости потока статическая температура уменьшается, и наоборот.

Используя понятие полного теплосодержания и температуры заторможенного потока, уравнение сохранения энергии (1.2) можно записать в виде

$$i_H + \frac{C_H^2}{2} = i_B + \frac{C_B^2}{2} = i_{HK}^* = i_B^* = \text{const}. \quad (3.3)$$

Если теплоемкость воздуха принять неизменной ($c_p = \text{const}$), то из уравнения (1.3) следует:

$$T_H^* = T_B^*. \quad (3.4)$$

Это означает, что при энергетически изолированном течении воздуха (газа) его температура торможения будет одинакова во всех сечениях потока.

КОМПРЕССОР

На участке В-К воздух поступает в проточную часть компрессора, при этом к рабочему телу извне подводится механическая работа ($+L$). Это осуществляется за счет определенного взаимодействия воздуха с неподвижными статорными лопатками и силового воздействия на рабочее тело подвижных рабочих (роторных) лопаток. За счет подведения работы и указанного взаимодействия лопаточных венцов с воздухом его давление увеличивается. Согласно уравнению (3.1)

$$L_K = c_p(T_K - T_H) + \frac{C_K^2 - C_B^2}{2} = i_K^* - i_B^*, \quad (3.5)$$

поэтому температуры T и T^* в компрессоре возрастают.

Для $c_p = \text{const}$ температура заторможенного потока воздуха за компрессором определяется по выражению

$$T_{\kappa}^* = T_{\text{в}}^* + \frac{L_{\kappa}}{c_p} = T_{\text{в}}^* \left(1 + \frac{\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_{\kappa}} \right), \text{ а } T_{\kappa} = T_{\kappa}^* - \frac{C_{\kappa}^2}{2c_p}. \quad (3.6)$$

КАМЕРА СГОРАНИЯ

Из компрессора воздух поступает в камеру сгорания, где к нему подводится теплота Q_1 . В соответствии с уравнением (3.1)

$$Q_1 = G_m H_u \eta_{\Gamma} = G_{\text{в}} (i_{\Gamma}^* - i_{\kappa}^*) = G_{\text{в}} (c_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* - c_{p_{\text{в}}} T_{\kappa}^*), \quad (3.7)$$

где $G_m H_u \eta_{\Gamma}$ - теплота, выделившаяся при сгорании топлива;

$G_m (i_{\Gamma}^* - i_{\kappa}^*)$ - теплота, расходуемая на подогрев массы топлива до температуры T_{Γ}^* .

Используя уравнение (3.7), можно найти относительный расход топлива (q_m) и определить коэффициент избытка воздуха $\alpha_{\text{эп}}$, обеспечивающий заданную температуру T_{Γ}^* :

$$q_m = \frac{G_m}{G_{\text{в}}} = \frac{c_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* - c_{p_{\text{в}}} T_{\kappa}^*}{H_u \eta_{\Gamma} (c_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* - c_{p_{\text{в}}} T_{\kappa}^*)}, \quad (3.8)$$

где $c_{p_{\Gamma}} = f(\alpha_{\text{кс}}, T_{\Gamma}^*)$, $c_{p_{\text{в}}} = f(T_{\kappa}^*)$,

$$\alpha_{\text{эп}} = \frac{1}{q_m L_o}, \text{ т.к. } q_m = \frac{G_m}{G_{\text{а}}} = \frac{1}{\alpha L_o}.$$

Непосредственное измерение температуры газа перед турбиной сопряжено со значительными трудностями. Поэтому в большинстве случаев она определяется косвенным методом, например, по измеренной величине T_{κ}^* и q_m . В этом случае температуру газа перед турбиной можно определить по номограмме $T_{\Gamma}^* = f(q_m \text{ и } T_{\kappa}^*)$ [1].

Температура T_{κ}^* , расход воздуха $G_{\text{в}}$ и расход топлива G_m (для определения величины q_m) измеряются в процессе эксперимента.

ТУРБИНА

Газ, поступающий в проточную часть турбины, совершает внешнюю работу ($-L_{\Gamma}$). Согласно уравнению (3.1)

$$L_T = c_p(T_T - T_T^*) + \frac{C_T^2 - C_T^{*2}}{2} = i_T^* - i_T^*, \quad (3.9)$$

следовательно температуры T и T^* в турбине понижаются.

При $c_p = \text{const}$ температура заторможенного потока газа за турбиной определяется по выражению

$$T_T^* = T_T^* - \frac{L_T}{c_{p_T}} = T_T^* \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) \eta_T \right], \quad (3.10)$$

а статическая температура

$$T_T = T_T^* - \frac{C_T^2}{2c_{p_T}} \quad \text{или} \quad T_T = T_T^* \tau(\lambda_T).$$

ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Для энергетически изолированного участка Т-С, каким является реактивное сопло, справедливы все соображения, изложенные для входного устройства.

Изменение давления. Изменение давления заторможенного потока в проточной части двигателя определяется уровнем гидравлических и тепловых сопротивлений, степенью повышения или понижения давления в элементах двигателя.

ВХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

Потери давления заторможенного потока в нем обусловлены трением воздуха о стенки, образованием при этом вихрей и зависят главным образом от формы входного устройства, качества поверхности и скорости потока. В общем виде эти потери оцениваются обычно коэффициентом сохранения давления заторможенного потока в виде

$$\sigma_{\text{вх}} = \frac{P_{\text{в}}^*}{P_{\text{н}}^*} = 0,97 \dots 1. \quad (3.11)$$

При этом лемнискатные входные устройства, применяемые при стендовых испытаниях, как и высокоэффективные воздухозаборники дозвуковых двигателей, имеют $\sigma_{\text{вх}}$, близкий к 1.

Следовательно,

$$p_B^* = \sigma_{\text{вх}} p_H^* \text{ или } p_B = p_B^* - \frac{\rho C_B^*}{2}. \quad (3.12)$$

Обычно во входном устройстве не представляет большой сложности измерить как давление заторможенного потока, так и статическое. Их отношение p/p^* используют для нахождения по таблицам «газодинамических функций» (ГДФ) соответствующих значений функций $\pi(\lambda)$ и $\tau(\lambda)$. Последняя используется для нахождения статической температуры $T = T^* \tau(\lambda)$, при этом

$$T_B = T_B^*. \quad (3.13)$$

КОМПРЕССОР

Степень повышения давления в компрессоре π_K^* зависит от величины удельной работы, подведенной к воздуху, проходящему через компрессор, и величины его КПД:

$$L_K^* = c_{p_B} T_B^* \left(\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_K}, \quad (3.14)$$

откуда

$$\pi_K^{*\frac{k-1}{k}} = \frac{L_K^* \eta_K}{c_{p_B} T_B^*} + 1.$$

Это означает, что чем больше удельная работа компрессора и выше его КПД, тем больше величина π_K^* . Величина заторможенного давления воздуха за компрессором p_K^* определяется степенью повышения давления π_K^* и величиной давления на входе в компрессор, т.е.

$$p_K^* = p_B \pi_K^* \text{ или } p_K = p_K^* - \frac{\rho C_K^*}{2}. \quad (3.15)$$

Обычно в сечении за компрессором несложно измерить и заторможенное, и статическое давление, по их отношению p_K/p_K^* определяется величина $\pi(\lambda_K)$ и $\tau(\lambda_K)$. Тогда

$$T_K = T_K^* \tau(\lambda_K). \quad (3.16)$$

КАМЕРА СГОРАНИЯ

Потери давления заторможенного потока в камере сгорания вызываются гидравлическим и тепловым сопротивлением. Эти потери оцениваются отношением давления перед турбиной (за камерой сгорания) к давлению за компрессором (перед камерой сгорания) в виде коэффициента потери давления заторможенного потока:

$$\sigma_{\text{КС}} = \frac{P_{\Gamma}^*}{P_{\text{К}}} = 0,93 \dots 0,96. \quad (3.17)$$

Измерение статического давления за КС обычно не производят, поэтому, используя результаты ранее проведенных экспериментов, можно принять

$$\sigma_{\text{КС}} = 0,955; \lambda_{\text{КС}} = \lambda_{\Gamma} = 0,35.$$

Определив по величине λ_{Γ} функции $\pi(\lambda_{\Gamma})$ и $\tau(\lambda_{\Gamma})$ для $k_{\Gamma} = 1,33$, можно вычислить

$$p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \sigma_{\text{КС}} \pi(\lambda_{\Gamma}); \quad (3.18)$$

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}). \quad (3.19)$$

ТУРБИНА

Степень понижения давления заторможенного потока в турбине зависит от величины удельной работы турбины и температуры газа перед ней:

$$L_{\Gamma}^* = c_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{\Gamma}^{* \frac{k}{k-1}}} \right) \eta_{\Gamma}, \quad (3.20)$$

Откуда

$$\frac{1}{\pi_{\Gamma}^{* \frac{k}{k-1}}} = 1 - \frac{L_{\Gamma}}{\eta_{\Gamma} c_{p_{\Gamma}} T_{\Gamma}^*}. \quad (3.21)$$

Таким образом, чем больше работа турбины L_{Γ}^* и чем ниже T_{Γ}^* и η_{Γ} , тем больше величина π_{Γ} . Исходя из баланса мощностей компрессора и турбины можно записать, что

$$L_{\Gamma} = L_{\text{К}} / \eta_{\text{М}}. \quad (3.22)$$

Величина давления заторможенного потока газа за турбиной определяется степенью понижения давления в турбине и величиной давления газа на входе в турбину:

$$p_T^* = p_T^* / \pi_T^* \quad (3.23)$$

ВЫХОДНОЕ УСТРОЙСТВО

При истечении газа из сужающихся сопел ТРД возникают потери, которые в основном обусловлены трением потока о стенки. Они приводят к снижению скорости истечения в выходном сечении сопла и заторможенного давления в этом сечении. Потери заторможенного давления оцениваются коэффициентом сохранения давления заторможенного потока:

$$\sigma_c = \frac{p_c^*}{p_T^*} = \frac{\pi(\lambda_{c_s})}{\pi(\lambda_c)}, \quad (3.24)$$

где $\pi(\lambda_{c_s}) = \frac{p_c}{p_T^*}$, а $p_c = p_n$.

По $\pi(\lambda_{c_s})$ с помощью таблиц ГДФ определяется приведенная скорость в изэнтропическом процессе λ_{c_s} . Затем вычисляется $\lambda_c = \lambda_{c_s} \varphi_c$, где величина $\varphi_c = 0,97... 0,995$ (Для ТРД ТС-12 $\varphi_c = 0,98$). Далее по таблицам ГДФ определяется величина $\pi(\lambda_c)$.

3.2. Сила тяги ВРД

Основной задачей воздушно-реактивного двигателя (ВРД) является создание силы тяги:

$$P = (G_B + G_m)C_c - G_B V_n + F_c(p_c - p_n), \quad (3.25)$$

где G_B , G_m - секундные расходы воздуха и топлива;

C_c , p_c - скорость и давление продуктов сгорания в выходном сечении сопла площадью F_c ;

p_n - давление окружающей среды;

V_n - скорость полета летательного аппарата (ЛА).

Если ВРД испытывается на стенде, где скорость полета не имитируется (V_n) и сопло двигателя работает на расчетном режиме ($p_c = p_n$), то выражение (3.25) упрощается:

$$P = (G_b + G_m) C_c. \quad (3.26)$$

Таким образом, сила P создается за счет разгона от скорости V_n до скорости C_c в единицу времени рабочего тела массой

$$G_r = G_b + G_m. \quad (3.27)$$

Струя газа имеет кинетическую энергию $\frac{G_r C_c^2}{2}$, следовательно, такую энергию необходимо подвести к рабочему телу.

Для этого в ВРД используется химическая энергия топлива. При горении керосина выделяется теплота

$$Q_1 = H_u q_m.$$

Величину H_u называют низшей теплотворной способностью топлива, поскольку это количество теплоты выделяется при полном его сгорании. Для керосина $H_u = 42900$ Дж/кг.

Первым видом потерь в процессе энергопреобразования является неполнота сгорания в камере сгорания. При превращении химической энергии в теплоту Q_1 на каждый кг рабочего тела в современных ВРД эти потери составляют 0,5-2% ($\eta_r = 0,995-0,98$).

В ВРД преобразование теплоты Q_1 в механическую энергию движения струи газов E_k происходит при изменении параметров рабочего цикла в соответствии с термодинамическим циклом Брайтона. Для их качественной оценки необходимо знать в каждом характерном сечении параметры рабочего тела – p , T , C .

3.3. Экспериментально-расчетное определение параметров в проточной части двигателя

В двигатель, установленный на испытательном стенде, воздух поступает из окружающей среды с давлением p_n и температурой T_n за счет разрежения, которое создается в сечении В-В при работе компрессора. Процесс Н-В протекает во входном устройстве в идеальном случае без потерь и без обмена энергией с окружающей средой. В стендовых условиях максимальное приближение к такому процессу достигается постановкой на входе в двигатель так называемого лем-

нискатного насадка. Он спроектирован таким образом, что воздух втекает в двигатель с минимальными потерями (т. е. $\sigma_{вх} = 1,0$).

Допуская, что процесс H - V энергоизолированный, можно, измерив параметры p_n и T_n в сечении H - H , соответствующие состоянию окружающей среды, рассчитать параметры в сечении V - V .

Действительно, все параметры заторможенного потока в энергоизолированном потоке постоянны:

$$i_v^* = i_n^* ; p_v^* = p_n^* = p_n ; T_v^* = T_n^* = T_n ; \rho_v^* = \rho_n^* . \quad (3.28)$$

Измерив статическое давление p_v на стенке лемнискатного насадка, можно найти газодинамическую функцию (ГДФ)

$$\pi(\lambda_v) = \frac{p_v}{p_v^*} = \frac{p_v^* - \Delta p_v}{p_v^*} , \quad (3.29)$$

и затем по таблицам ГДФ определить функции

$$\tau(\lambda_v) = \frac{T_v}{T_v^*} \text{ и } q(\lambda_v) \quad (3.30)$$

и их аргумент $\lambda_v = C_v / a_{кр}$. Откуда скорость потока

$$C_v = \lambda_v a_{кр} . \quad (3.31)$$

В последнем выражении

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*} ,$$

где $k = c_p / c_v$ - показатель адиабаты (для воздуха $k = 1,4$),

R - газовая постоянная (для воздуха $R = 287$ Дж/кг К).

По параметрам (3.28) из выражений (3.30) и (3.31) можно найти статическую температуру T_v . Для определения удельного объема в сечении V - V достаточно использовать уравнение Менделеева-Клайперона

$$\nu = \frac{RT}{p} , \quad (3.32)$$

где ν - удельный объем, м³/кг; R - кДж/кг К; T - в градусах К.

По найденным параметрам можно определить секундный расход воздуха через двигатель (кг/с). Причем для его расчета применимо одномерное уравнение неразрывности, поскольку лемнискатный насадок обеспечивает в сечении, где измеряются все параметры потока,

практически равномерную эпюру скоростей:

$$G_B = \frac{m_B q(\lambda_B) p_B^* F_B}{\sqrt{T_B^*}}, \quad (3.33)$$

где F_B - площадь поперечного сечения цилиндрической части лемнискатного насадка ($F_B = 1,65 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2$).

$$m_a = \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} = 0,0404 \text{ (кг} \cdot \text{К/Дж)}^{0,5}.$$

Процесс повышения давления В-К осуществляется в компрессоре (см. рис.1.1) за счет вращения ротора от турбины. Лопатки компрессора, воздействуя на рабочее тело (воздух), совершают над ним в единицу времени работу

$$L_K = i_K^* - i_B^* = c_{pB} (T_K^* - T_B^*), \quad (3.34)$$

где L_K - работа, которая передается в компрессоре единице массы рабочего тела.

В этом процессе энтальпия заторможенного потока рабочего тела растет, т.к. к нему подводится энергия, давление (p и p^*) увеличивается, удельный объем уменьшается. В идеальном случае процесс повышения давления должен представлять собой адиабату ($\delta Q = 0$):

$$p_B (v_B)^k = p_K (v_K)^k. \quad (3.35)$$

Здесь v_B - удельный объем, который имел бы воздух в конце идеального процесса сжатия. Этот процесс можно рассчитать по формуле (3.35), предварительно вычислив константу по параметрам в сечении В-В.

В реальном компрессоре часть его работы затрачивается на преодоление так называемого гидравлического сопротивления, причем эта работа в итоге превращается в теплоту, что приводит к дополнительному (в сравнении с адиабатическим повышением давления) подогреву воздуха. Поэтому действительный процесс повышения давления протекает по более сложному термодинамическому процессу – политропе:

$$p_B v_B^n = p_K v_K^n. \quad (3.36)$$

Для его расчета после компрессора измеряют величины p_K , p_K^* , T_K^* . Расчет статической температуры потока проводится по формулам

(3.36) и (3.32), расчет скорости потока за компрессором - аналогично (3.31). Показатель политропы сжатия из уравнения (3.36) можно рассчитать по параметрам в начале и конце процесса:

$$n = \frac{\ln(p_k/p_B)}{\ln(v_k/v_B)}. \quad (3.37)$$

Действительный процесс В-К рассчитывается так же, как и адиабатический.

После компрессора рабочее тело попадает в камеру сгорания, где, взаимодействуя с топливом, оно меняет состав, превращаясь в продукты сгорания, при этом показатель адиабаты $k_\Gamma = 1,33$.

Так реализуется процесс подвода теплоты Q_1 . В идеальном цикле этот процесс происходит без потерь механической энергии потока газа, что соответствует изобаре:

$$p_k^* = p_\Gamma^*. \quad (3.38)$$

В реальной камере сгорания существуют гидравлические потери, и давление заторможенного потока снижается:

$$\sigma_{кс} = \frac{p_\Gamma^*}{p_k^*} \leq 1. \quad (3.39)$$

Конечно, эту величину, как и другие параметры в конце камеры сгорания, желательно получить непосредственным замером, однако из-за высокого уровня температур в этом сечении двигателя качественные и хорошо воспроизводимые замеры здесь затруднены. Поэтому все параметры рабочего тела в точке Γ цикла рассчитываются, используя результаты проведенных ранее специальных экспериментов. В них получено (для ТРД ТС-12М)

$$\sigma_{кс} = 0,955, \quad (3.40)$$

$$\lambda_{кс} = \lambda_\Gamma = 0,35. \quad (3.41)$$

Расчет недостающих параметров за камерой сгорания может быть выполнен с использованием формул и рекомендаций раздела 3.1:

$$p_\Gamma^* = p_{кс} \sigma_{кс}$$

$\pi(\lambda_\Gamma)$, $\tau(\lambda_\Gamma)$ по $\lambda_\Gamma = 0,35$ и таблицам ГДФ, T_Γ^* - по q_m и T_k^* и номограмме $q_m = f(T_k^*, T_\Gamma^*)$.

Таким образом,

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}); p_{\Gamma} = p_{\Gamma}^* \pi(\lambda_{\Gamma}); C_{\Gamma} = \lambda_{\Gamma} a_{\text{кр}}; a_{\text{кр}} = 18,1 \sqrt{T_{\Gamma}^*}; v_{\Gamma} = \frac{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}{p_{\Gamma}}.$$

К сечению Г-Г подвод энергии к рабочему телу заканчивается. Оно имеет максимальные значения температуры T_{Γ}^* и энтальпии торможения i_{Γ}^* .

Далее начинается расходование энергии. Происходит это в процессе расширения продуктов сгорания в турбине (Г-Т), а затем в канале выходного устройства (Т-С).

В турбине часть энергии i_{Γ}^* преобразуется в механическую работу вращения ротора:

$$L_{\Gamma} = i_{\Gamma}^* - i_{\Gamma} = c_{p\Gamma} (T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma}), \quad (3.42)$$

где L_{Γ} - работа, которая передается турбине от единицы массы рабочего тела.

В турбореактивных двигателях эта работа расходуется на привод компрессора и агрегатов обслуживания двигателя и самолета. Последняя часть работы по величине обычно не велика, поэтому ее учитывают вместе с механическими потерями, неизбежными в процессе передачи энергии от турбины к компрессору:

$$\eta_{\text{м}} = \frac{L_{\text{к}}}{L_{\Gamma}} = 0,99.$$

Температуру за турбиной T_{Γ}^* получают прямым замером. В этом же сечении измеряют p_{Γ} и p_{Γ}^* . Вычисляют

$$\pi(\lambda_{\Gamma}) = \frac{p_{\Gamma}}{p_{\Gamma}^*}.$$

Из таблиц ГДФ определяют $\tau(\lambda_{\Gamma})$ и по $a_{\text{кр}} = 18,1 \sqrt{T_{\Gamma}^*}$ вычисляют $C_{\Gamma} = \lambda_{\Gamma} a_{\text{кр}}$.

По полученным из таблиц ГДФ значениям $\tau(\lambda_{\Gamma})$ вычисляют

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \tau(\lambda_{\Gamma}), \text{ а также удельный объем:}$$

$$v_{\Gamma} = \frac{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}{p_{\Gamma}} \text{ для } R_{\Gamma} = 0,2872 \text{ кДж/кг К.}$$

Дальнейшее расширение рабочего тела до давления

$$p_{\text{с}} = p_{\text{н}} \quad (3.43)$$

происходит в канале сопла. Поскольку в идеальном цикле этот процесс считается энергоизолированным, то полный запас энергии в ра-

бочем теле остается неизменным от сечения Т-Т до сечения С-С:

$$i_T^* = i_C^*, p_T^* = p_C^*.$$

Ускорение потока происходит за счет преобразования оставшейся части потенциальной энергии рабочего тела в кинетическую. В действительности в этом движении могут быть гидравлические потери и потери тепла через стенку, поэтому скорость C_c , с которой газ покидает сопло, всегда ниже той, что могла бы получиться при энергоизолированном расширении. Измерив реальные величины p_T^* , T_T^* и p_C^* можно найти остальные параметры потока:

$$\sigma_c = p_C^* / p_T^*; \pi(\lambda_c) = \frac{P_H}{p_C^*}.$$

По таблицам ГДФ определяются $\tau(\lambda_c)$ и λ_c .

Затем находят

$$T_c = T_T^* \tau(\lambda_c); C_c = \lambda_c a_{кр}; v = \frac{R_T T_c}{p_c}.$$

Идеальный процесс, объединяющий условно расширение газа в турбине и в канале сопла, можно рассчитать по уравнению адиабаты

$$p_T v_T^k = p_C v_C^k = \text{const}, \quad (3.44)$$

где $k=1,33$, а p_T - давление в конце «идеальной» камеры сгорания:

$$p_T = p_{кр}.$$

В реальном процессе внутренняя энергия продуктов сгорания не только тратится на совершение работы в турбине и разгон потока, но и частично теряется из-за несовершенства этих узлов. Расширение происходит по политропе

$$p_T v_T^n = p_C v_C^n = \text{const}. \quad (3.45)$$

Оценивая по результатам эксперимента показатель политропы

$$n = \frac{\ln(p_T / p_C)}{\ln(v_0 / v_T)}, \quad (3.46)$$

по выражению (3.45) можно рассчитать процесс реального расширения газа до давления p_T .

Процесс С-Н условно замыкает цикл. Это - изобарическое охлаждение рабочего тела за пределами двигателя в окружающей среде. Газы, вытекающие из сопла, уносят с собой энергию i_C и, остывая до температуры T_n , они отдают в атмосферу количество тепла Q_2 .

Разница $Q_1 - Q_2$ идет на совершение полезной работы цикла и частично теряется в процессе преобразования теплоты в механическую энергию.

4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛИНИЙ РАБОЧИХ РЕЖИМОВ ДВИГАТЕЛЯ С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПЛОЩАДЬЮ ВЫХОДНОГО СОПЛА

Дроссельной характеристикой ГТД называется зависимость основных технических данных двигателя P , $G_{в}$, $G_{м\ ч}$, $C_{уд}$, $G_{в}$, T_T^* от параметра режима работы, в качестве которого обычно используется частота вращения ротора (рис. 7).

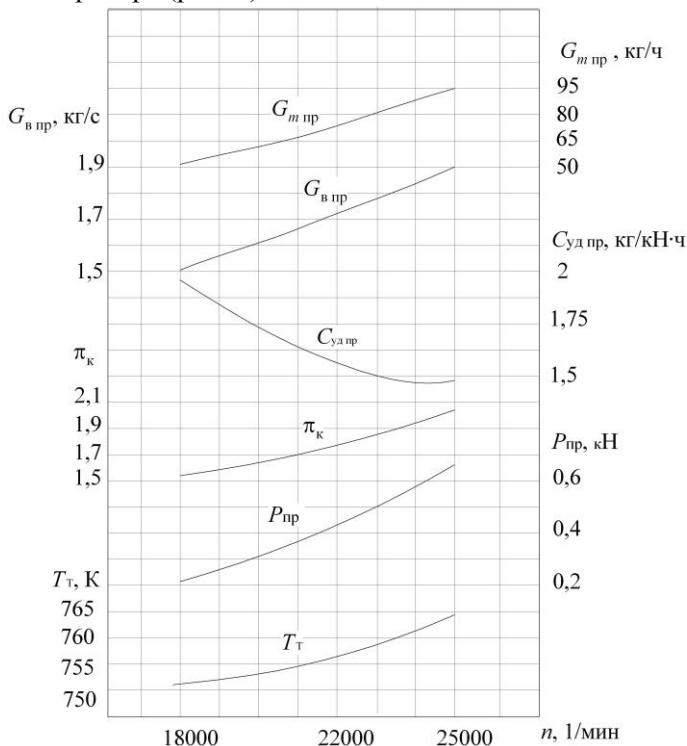


Рис. 7 – Дроссельная характеристика ТРД ТС-12

Перечисленные параметры, будучи непосредственно измерены, в значительной мере зависят от температуры и давления окружающего воздуха. Для исключения такого влияния используют формулы при-

ведения к стандартным атмосферным условиям ($p_n = 101,33$ кПа и $T_B = 288,16$ К).

Формулы приведения измеренных параметров:

$$n_{\text{пр}} = n_{\text{изм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}} ; P_{\text{пр}} = P_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_n^*} ;$$

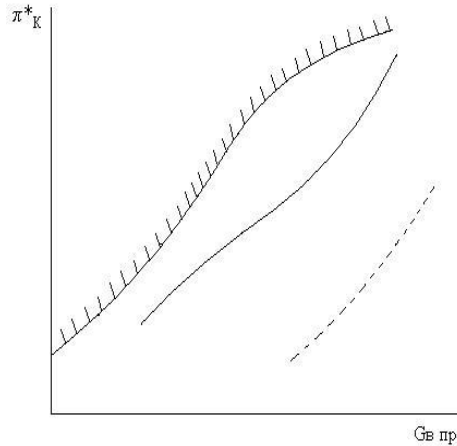
$$T_{\text{пр}}^* = T_{\text{изм}}^* \frac{288,16}{T_B^*} ; p_{\text{пр}} = p_{\text{изм}} \frac{101,33}{p_n^*} ;$$

$$G_{\text{в пр}} = G_{\text{в изм}} \frac{101,33}{p_n^*} \sqrt{\frac{T_B^*}{288,16}} ; G_{\text{т пр}} = G_{\text{т изм}} \frac{101,33}{p_n^*} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}} ;$$

$$C_{\text{уд пр}} = C_{\text{уд изм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_B^*}} .$$

Приведенные к САУ значения параметров используют для построения приведенной дроссельной характеристики. Известно, что на характеристике компрессора, обычно представляемой в координатах $G_{\text{в пр}}$ и π , можно нанести линию совместной работы элементов ГТД (ЛРР) (рис. 8).

На приведенной дроссельной характеристике и на характеристике компрессора можно проследить влияние на эти параметры изменения площади выходного сопла. Это достигается проведением двух испытаний двигателя с соплами, имеющими разную площадь F_c .



----- ЛРР при $F_{c1} = \text{const}$; - - - - - ЛРР при $F_{c2} > F_{c1}$
 Рисунок 8 – К построению линии совместной работы

При увеличении площади выходного сечения сопла меняются условия совместной работы и, соответственно, линия рабочих режимов (ЛРР) смещается вниз (рис. 7).

При этом возрастает степень понижения давления газа в турбине π_t^* , т.к. уменьшение сопротивления сопла приводит к понижению давления p_t^* , мощность турбины повышается, становится больше мощности компрессора, что ведет к увеличению частоты вращения ротора.

Регулятор, поддерживающий $n = \text{const}$, уменьшает расход топлива, что ведет к снижению T_g^* и соответствующему смещению вниз ЛРР. Степень расширения в выходном устройстве π_c и температура T_t^* уменьшаются в этом случае не только за счет увеличения π_t^* , но и вследствие снижения π_k^* и T_g^* .

Соответственно снижается $P_{уд}$ и P . Снижение при этом удельного расхода топлива объясняется главным образом уменьшением T_g^* .

5. ИЗМЕРЕНИЯ НА СТЕНДЕ

Стенд оборудован системами измерения для определения реактивной тяги, давления, температуры, частоты вращения ротора и расходов топлива и воздуха.

Тяга ТРД ТС-12 измеряется с помощью силоизмерительного датчика SIWAREX R с чувствительным элементом в виде упругой пла-

стинки из нержавеющей стали, на которых расположены 4 тензорезистора. Два из них работают на сжатие, а два других – на растяжение. За счет воздействия силы тяги упругая пластина и связанный с ней тензорезисторы деформируются. Вырабатывается измерительное напряжение, пропорциональное нагрузке.

Частота вращения ротора n . Измеряется частотным тахометром ИТЭ-1 с первичным преобразователем ДТЭ-2, подсоединенным к двигателю.

Расход топлива G_m измеряется турбинным преобразователем ТПР 4-1-1. Поток керосина, проходящий через преобразователь, приводит во вращение турбинку, угловая скорость которой пропорциональна измеряемому расходу и преобразуется с помощью магниточувствительного элемента в пропорциональное значение частоты электрического тока. На информационную панель выводится значение объемного расхода топлива, Q_m , см³/с.

Перепад между давлением заторможенного потока и статическим давлением на входе в компрессор Δp_v . Измерение осуществляется тензорезисторным датчиком перепада Метран-150.

По измеренным значениям Δp_v может быть определён приведенный секундный расход воздуха на каждом режиме работы двигателя

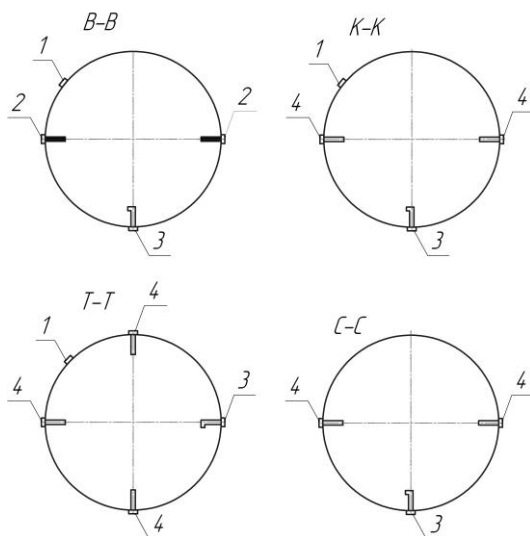
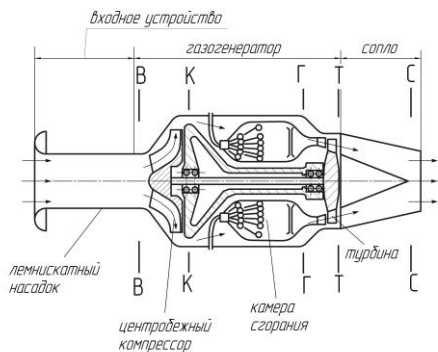
На рис. 9 приведена схема препарирования ТС-12.

Температура воздуха на входе в двигатель ($T_i = T_a^$).* Измеряется термометром сопротивления с первичным преобразователем типа П-1.

Температура заторможенного потока воздуха за компрессором $T_{\hat{e}}^$.* Измеряется хромель-копелевой термопарой.

Температура торможения воздуха за турбиной $T_{\hat{o}}^$.* Измеряется хромель-алюмелевыми термопарами.

Давление заторможенного потока (избыточное над атмосферным) $p_{к\text{ изм}}^$* измеряется преобразователем давления SITRANS P, серия Z.



1 – приемник статического давления; 2 – термометр сопротивления; 3 – приемник давления заторможенного потока; 4 – термопара

Рисунок 9 – Схема препарирования ТРД ТС-12

Первичная обработка давлений за компрессором следующая:

- абсолютное давление заторможенного потока за компрессором p_k^*

$$p_k^* = p_{k \text{ изм}}^* + p_{нз}, \text{ кПа};$$

- абсолютное значение статического давления за компрессором

$$p_k = p_k^* - \Delta p_k, \text{ кПа};$$

- степень повышения давления

$$\pi_k = p_k^* / p_B^*$$

Перепад между давлением заторможенного потока и статическим за компрессором Δp_k измеряется датчиком перепада Метран-150 емкостного типа.

Перепад между давлением заторможенного потока и статическим за турбиной Δp_T измеряется датчиком Метран-150.

Давление заторможенного потока (избыточное) за турбиной измеряется преобразователем давления SITRANS P.

Первичная обработка давлений за турбиной следующая:

- абсолютное давление заторможенного потока за турбиной p_T^*

$$p_T^* = p_{T \text{ изм}}^* + p_n, \text{ кПа};$$

- абсолютное значение статического давления за компрессором

$$p_k = p_k^* - \Delta p_k, \text{ кПа};$$

- степень понижения давления

$$\pi_k^* = p_k^* \sigma_{kc} / p_T^* = p_T^* / p_T^*$$

Содержание обязательного задания

1. По определению параметров рабочего цикла. Двигатель испытывается на 4 режимах. Каждый режим обрабатывают 2-3 студента. Они проводят расчет всех параметров потока в характерных сечениях двигателя (см. приложение 1 и методику расчета необходимых параметров в разделе 3 пособия).

По полученным данным строят:

- реальный термодинамический цикл (приложение 2).
- изменение параметров потока вдоль газоздушного тракта двигателя (см. приложение 2).

Процессы сжатия и расширения строятся не только по измеренным в характерных сечениях величинам, но и по рассчитанным в промежуточных точках.

Дополнительные задания

- Рассчитать и построить не только реальный, но и идеальный цикл.
- Провести анализ потерь энергии в основных узлах двигателя.

2. Построение линии совместной работы и дроссельной характеристики при различных значениях площади сопла F_c .

По обработанным результатам, полученным при двух испытаниях двигателя с выходными соплами, имеющими разное значение площади выходного сечения, необходимо построить две линии совместной работы.

На графике дроссельной характеристики строятся зависимости тяги $P_{пр}$, удельного расхода топлива $C_{уд пр}$, температуры газа за турбиной $T_{т пр}^*$ расход воздуха $G_{в пр}$ часового расхода топлива $G_{т ч пр}$ в функции от частоты вращения ротора $n_{пр}$, полученные в результате данной и предыдущей лабораторных работ.

Преподаватель может выдать и другие задания и при необходимости изменить его формулировку в зависимости от конкретной цели работы, которая должна быть достигнута в данной группе.

Вопросы

1. Какие термодинамические процессы происходят в узлах ТРД?
2. Каковы основные этапы преобразования энергии в ТРД?
3. Где и как теряется энергия в процессе ее преобразования в ТРД?
4. Как изменяются параметры потока в основных узлах ТРД (входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина, сопло)?
5. Чем отличаются реальные процессы в основных узлах двигателя от идеальных?
6. Что такое газодинамические функции (ГДФ) и как они могут быть использованы в расчетах?
7. Какова схема расчета параметров потока в характерных сечениях двигателя? Необходимые замеры в этих сечениях?
8. Как можно определить температуру газа перед турбиной?
9. В каком сечении рабочее тело имеет максимальный запас полной энергии?
10. В каком сечении поток имеет максимальную скорость движе-

ния?

11. Какие параметры газового потока могут быть измерены на стенде?

12. Какие приемники и датчики применяются при этих измерениях?

13. Что такое заторможенные и статические параметры?

14. Каковы правила техники безопасности при проведении испытаний двигателя на стенде?

15. Проанализируйте, как изменяются положение линии совместной работы на характеристике компрессора и запасы устойчивой работы ΔK_y с увеличением площади сечения $F_{с\text{кр}}$ в системе одновального ТРД при $n = \text{const}$?

16. Проанализируйте, как изменяются величины температуры T_a^* , T_δ^* , давления p_k^* , расхода топлива G_m и тяги P с увеличением площади сечения $F_{с\text{кр}}$ в системе одновального ТРД при $n = \text{const}$?

17. Что представляет собой линия совместной работы и от каких факторов она зависит?

18. Как отличаются линии совместной работы, построенные по результатам испытания зимой и летом?

19. Сформулируйте, что представляют собой подобные режимы работы? На подобных режимах при изменении внешних условий ($p_i; T_i$) какие параметры двигателя изменяются, а какие сохраняются неизменными?

Список литературы

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. М.: Машиностроение, 2002. 616с.

2. Григорьев В.А. Определение параметров газового потока в точной части ТРД: метод. указ. к лаб. работе. Куйбышев: КуАИ, 1989. 20с.

3. Ковылов Ю. Л., Первышин А.Н. Определение параметров газового потока в тракте ТРД и анализ его термодинамического цикла: метод. указ. к лаб. работе. Куйбышев: КуАИ, 1987. 25с.

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Пример протокола испытания

		ПРОТОКОЛ ИСПЫТАНИЯ №								17.11.2015		Топливо ТС-1					
		Двигатель ТС12-М										$\rho = 0,785 \text{ г/см}^3 \text{ при } t = 25 \text{ }^\circ\text{C}$					
												Атм. давление $p =$		100,77		кПа	
№	n	$\alpha_{ГД}$	$P(\text{мксв})$	P_n	Q_m	T_m	$P_{т нд}$	$P_{т ф}$	P_B^*	Δp_B	T_{B1}^*	T_{B2}^*	P_K^*	Δp_K	T_{K1}^*	T_{K2}^*	
	об/мин	°	Н	кПа	см ³ /с	К	кПа	кПа	кПа	кПа	К	К	кПа	кПа	К	К	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	
1	17768,13	0,00	205,57	100,77	16,57	286,50	105,54	346,25	100,77	2,58	282,10	282,60	147,04	5,38	346,98	345,77	
2	20897,93	0,00	287,45	100,74	19,65	286,02	105,96	410,59	100,75	3,61	282,30	282,50	164,79	7,26	351,48	350,99	
3	23458,83	0,00	389,55	100,77	23,25	286,20	105,97	499,48	100,77	4,92	282,16	282,30	186,36	9,20	363,31	363,42	
4	24952,49	0,00	470,21	100,76	25,80	286,40	106,12	581,90	100,76	5,92	282,00	282,60	202,27	10,25	374,49	375,03	
№	p_T^*	Δp_T	T_{T1}^*	T_{T2}^*	T_{T3}^*	p_c^*	T_c^*	Время									
	кПа	кПа	К	К	К	кПа	К	чч.мм.сс									
1	18	19	20	21	22	23	24	25									
1	110,00	4,63	766,82	733,02	766,18	108,74	793,96	15:26:43									
2	113,33	5,97	794,32	738,66	783,98	111,78	795,44	15:25:09									
3	117,47	7,62	821,72	754,64	801,82	115,69	802,32	15:25:39									
4	120,71	8,73	843,56	779,32	815,46	118,72	815,18	15:26:21									

Пример протокола обработки

ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

№	$F_{с. кр}$	$T_H = T_B^*$	$T_{к(ср)}^*$	$T_{т(ср)}^*$	p_H	Δp_B	Δp_K	p_K^*	Δp_T	p_T^*	p_c^*	P
	M^2	K	K	K	$\kappa Па$	$\kappa Па$	$\kappa Па$	$\kappa Па$	$\kappa Па$	$\kappa Па$	$\kappa Па$	H
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	0,0165	282,35	335,90	655,34	100,77	2,58	5,38	147,04	4776	110,00	108,74	205,57
2		282,40	351,23	672,32	100,75	3,61	7,26	164,79	6764	113,33	111,78	287,45
3		282,23	359,31	692,72	100,77	4,92	9,20	186,36	8581	117,47	115,69	389,55
4		282,3	374,76	712,78	100,76	5,92	10,25	202,27	9748	120,71	118,72	470,21
1	0,0128	285,15	326,5	764,82	98,92	2,42	4,74	151,64	41,57	115,1	113,95	264,97
2		283,15	341,65	793,15	98,92	3,51	6,55	172,47	60,70	122,95	121,72	372,78
3		282,65	355,65	829,82	98,94	4,77	7,75	197,86	78,15	131,27	129,96	500
4		282,15	363,65	863,15	98,93	5,53	8,23	210,68	89,43	137,2	135,83	583

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ

№	$F_{с. кр}$	v_H	p_B^*	p_B	$\pi(\lambda_B)$	λ_B	$\tau(\lambda_B)$	$T_{\hat{a}}$	v_B	$q(\lambda_B)$	G_B	$p_{\hat{e}}$	$\pi(\lambda_K)$	$\tau(\lambda_K)$
	M^2	$\frac{M^3}{KZ}$	кПа	кПа				К	$\frac{M^3}{KZ}$		кг / с	кПа		
		13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25
1	0,0165	0,804	100,77	98,19	0,974	0,21	0,992	280,09	0,819	0,3252	1,300	141,66	0,963	0,989
2		0,805	100,75	97,14	0,964	0,25	0,989	279,29	0,825	0,3842	1,535	157,53	0,956	0,987
3		0,804	100,77	95,85	0,951	0,292	0,986	278,28	0,833	0,4471	1,788	177,16	0,951	0,986
4		0,804	100,76	94,83	0,941	0,321	0,983	277,50	0,840	0,485	1,939	192,02	0,949	0,985
1	0,0128	0,827	98,95	96,5	0,976	0,205	0,993	283,15	0,821	0,3252	1,27	146,89	0,968	0,991
2		0,821	98,95	95,41	0,965	0,245	0,99	280,31	0,824	0,37	1,45	165,92	0,961	0,989
3		0,82	98,95	94,16	0,958	0,27	0,988	279,26	0,832	0,4131	1,62	190,11	0,959	0,988
4		0,819	98,95	93,43	0,944	0,312	0,984	277,64	0,835	0,4695	1,843	202,45	0,959	0,988

№	$F_{с.кр}$	λ_K	T_K	ν_K	π_K^*	$L_{K,s}$	L_K	η_K^*	G_m	$C_{уд}$	q_T	T_Γ^*	p_Γ^*	λ_Γ	$\pi(\lambda_\Gamma)$
	M^2		K	$\frac{M^3}{\kappa\epsilon}$		$\frac{Джс/к}{\epsilon}$	$\frac{Джс/к\epsilon}{\epsilon}$		$\kappa\epsilon/\epsilon$	$\frac{\kappa\epsilon/H}{\epsilon}$	$\times 10^{-3}$	K	$\kappaПа$		
		26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39
1	0,0165	0,253	332,20	0,673	1,459	32504	53815	0,604	46,40	0,226	9,9	735	140,42	0,35	0,93
2		0,276	346,66	0,632	1,636	43042	69176	0,622	55,03	0,191	10	750	157,37	0,35	0,93
3		0,292	354,28	0,574	1,849	54742	77466	0,707	65,12	0,167	10,1	773	177,97	0,35	0,93
4		0,298	369,14	0,552	2,008	62819	92920	0,676	72,25	0,154	10,4	790	193,17	0,35	0,93
1	0,0128	0,232	323,56	0,632	1,53	37217	41557	0,896	49,20	0,185	10,72	747	144,81	0,35	0,93
2		0,256	337,89	0,584	1,74	49012	58793	0,834	65,80	0,177	12,64	847	167,41	0,35	0,93
3		0,268	351,38	0,530	2,00	62256	73365	0,849	84,20	0,168	14,4	925	188,95	0,35	0,93
4		0,268	359,29	0,509	2,13	68406	81908	0,835	94,10	0,161	14,47	935	201,2	0,35	0,93

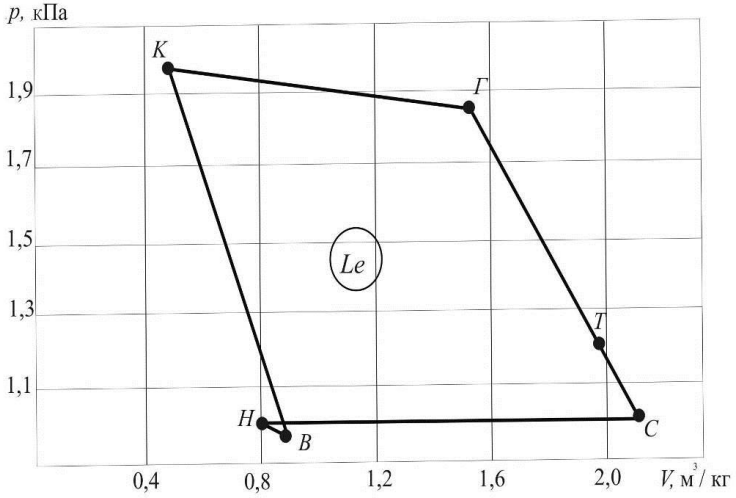
№	$F_{с.кр}$	$\tau(\lambda_\Gamma)$	$p_{\bar{a}}$	T_Γ	ν_Γ	p_T	$\pi(\lambda_\Gamma)$	$\tau(\lambda_\Gamma)$	λ_Γ	T_Γ	ν_Γ	$\pi(\lambda_c)$	$\tau(\lambda_c)$	λ_c	T_c	ν_c
	M^2		$\kappaПа$	K	$\frac{M^3}{\kappa\epsilon}$	$\kappaПа$				K	$\frac{M^3}{\kappa\epsilon}$				K	$\frac{M^3}{\kappa\epsilon}$
		40	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54
1	0,0165	0,982	130,59	721,77	1,586	105,37	0,958	0,989	0,278	648,13	1,765	0,927	0,981	0,362	680,77	1,939
2		0,982	146,36	736,5	1,444	107,36	0,947	0,986	0,314	662,90	1,772	0,901	0,974	0,428	677,35	1,930
3		0,982	165,52	759,09	1,316	109,84	0,935	0,983	0,346	680,95	1,779	0,871	0,966	0,49	678,44	1,932
4		0,982	179,65	775,78	1,239	111,99	0,928	0,982	0,356	699,95	1,794	0,849	0,96	0,53	686,57	1,956

1	0,0128	0,982	134,67	733,55	1,565	10,95	0,964	0,991	0,252	757,87	1,962	0,868	0,966	0,49	738,44	2,144
2		0,982	155,69	831,36	1,534	16,88	0,951	0,988	0,291	783,25	1,925	0,813	0,950	0,594	753,37	2,187
3		0,982	175,73	908,84	1,485	23,45	0,940	0,985	0,325	817,28	1,902	0,761	0,935	0,677	775,51	2,251
4		0,982	187,11	918,56	1,41	28,25	0,935	0,983	0,346	848,83	1,901	0,728	0,924	0,732	797,86	2,316

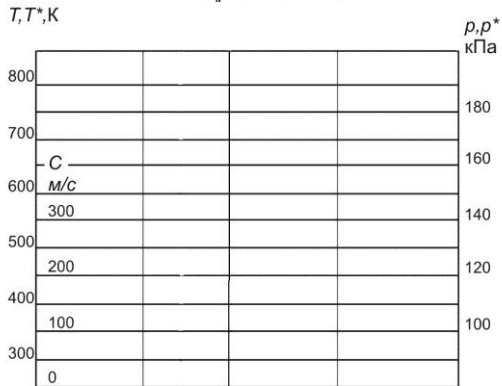
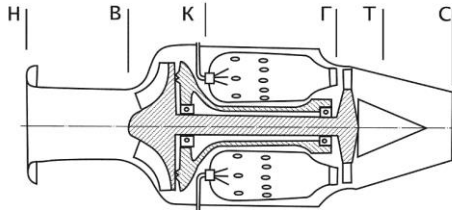
ПРИВЕДЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ К САУ

№	$F_{с. кр}$	$n_{пр}$	$P_{к пр}^*$	$T_{к пр}^*$	$P_{т пр}^*$	$T_{т пр}^*$	$G_{в пр}$	$G_{т пр}$	$P_{пр}$	$C_{уд пр}$
	m^2	$мин^{-1}$	$кПа$	$К$	$Па$	$К$	$кг/с$	$кг/ч$	$Н$	$кг/Н·ч$
		55	56	57	58	59	60	61	62	63
1	0,0165	17950	147,86	342,81	110,62	668,82	1,294	47,13	206,72	0,228
2		21110	165,75	358,40	113,99	686,03	1,529	55,91	289,12	0,193
3		23704	187,40	366,86	118,12	707,28	1,779	66,16	391,71	0,169
4		25210	203,41	382,54	121,39	727,57	1,930	73,41	472,87	0,155
5	0,013	18094	155,31	329,94	115,74	780,56	1,294	50,45	271,40	0,186
6		21185	176,65	347,68	123,67	809,33	1,472	68,20	381,82	0,179
7		23728	202,66	362,57	132,00	847,26	1,643	86,87	512,13	0,170
8		25260	215,79	371,38	137,97	881,07	1,868	97,30	597,14	0,163

ПРИЛОЖЕНИЕ В



Рабочий цикл ВРД



Изменение параметров по проточной части двигателя

ПРИЛОЖЕНИЕ Г

Таблицы газодинамических функций

$k = 1,4$

λ	τ	π	q
0,21	0,99265	0,97451	0,32521
0,215	0,9923	0,97329	0,33265
0,22	0,99193	0,97205	0,34008
0,225	0,99156	0,97078	0,3475
0,23	0,99118	0,96948	0,35487
0,235	0,9908	0,96815	0,36223
0,24	0,9904	0,9668	0,36956
0,245	0,99	0,96542	0,37688
0,25	0,98958	0,96401	0,38417
0,255	0,98916	0,96258	0,39143
0,26	0,98873	0,96112	0,39868
0,265	0,9883	0,95963	0,4059
0,27	0,98785	0,95812	0,41309
0,275	0,9874	0,95658	0,42026
0,28	0,98693	0,95501	0,4274
0,285	0,98646	0,95342	0,43451
0,29	0,98598	0,9518	0,4416
0,295	0,9855	0,95015	0,44865
0,3	0,985	0,94848	0,4556
0,305	0,9845	0,94678	0,46269
0,31	0,98398	0,94506	0,46966
0,315	0,98346	0,94331	0,4766
0,32	0,98293	0,94153	0,48352
0,325	0,9824	0,93973	0,4904
0,33	0,98185	0,9379	0,49725
0,335	0,9813	0,93605	0,50408
0,34	0,98073	0,93418	0,51087
0,345	0,98016	0,93227	0,51763
0,35	0,97958	0,93035	0,52435
0,355	0,979	0,9284	0,53105
0,36	0,9784	0,92642	0,5377
0,365	0,9778	0,92442	0,54433
0,37	0,97718	0,92239	0,550928

$k = 1,33$

λ	τ	π	q
0,21	0,99375	0,97506	0,32731
0,215	0,99345	0,97387	0,3348
0,22	0,99315	0,97266	0,34226
0,225	0,99283	0,97141	0,3497
0,23	0,99251	0,97014	0,35712
0,235	0,99218	0,96885	0,36452
0,24	0,99184	0,96753	0,37189
0,245	0,9915	0,96618	0,37924
0,25	0,99115	0,9648	0,38657
0,255	0,99079	0,9634	0,39387
0,26	0,99043	0,96197	0,40114
0,265	0,99005	0,96051	0,40839
0,27	0,98968	0,95903	0,41562
0,275	0,98929	0,95753	0,42281
0,28	0,9889	0,956	0,42998
0,285	0,9885	0,95444	0,43712
0,29	0,98809	0,95285	0,44424
0,295	0,98767	0,95124	0,45132
0,3	0,98725	0,94961	0,4584
0,305	0,98682	0,94795	0,46541
0,31	0,98639	0,94627	0,4724
0,315	0,98595	0,94456	0,47937
0,32	0,9855	0,94282	0,48631
0,325	0,98504	0,94106	0,49321
0,33	0,98458	0,93928	0,5
0,335	0,98411	0,93747	0,50693
0,34	0,98363	0,93563	0,51374
0,345	0,98314	0,93377	0,52051
0,35	0,98265	0,93189	0,52726
0,355	0,98215	0,92999	0,53397
0,36	0,98164	0,92805	0,54064
0,365	0,98113	0,9261	0,54728
0,37	0,98061	0,92412	0,55389

$k = 1,4$

λ	τ	π	q
0,375	0,97656	0,92034	0,55749
0,38	0,97593	0,91827	0,56401
0,385	0,9753	0,91617	0,5705
0,39	0,97465	0,91405	0,57695
0,395	0,974	0,91191	0,58337
0,4	0,97333	0,90974	0,58975
0,405	0,97266	0,90754	0,59609
0,41	0,97198	0,90533	0,6024
0,415	0,9713	0,90309	0,60867
0,42	0,9706	0,90083	0,6149
0,425	0,9699	0,89854	0,6211
0,43	0,96918	0,89623	0,62724
0,435	0,96846	0,8939	0,63336
0,44	0,96773	0,89155	0,63943
0,445	0,967	0,88917	0,64547
0,45	0,96625	0,88677	0,65146
0,455	0,9655	0,88435	0,65741
0,46	0,96473	0,88191	0,66334
0,465	0,96396	0,87945	0,6692
0,47	0,96318	0,87696	0,67503
0,475	0,9624	0,87446	0,68082
0,48	0,9616	0,87193	0,68656
0,485	0,9608	0,86938	0,69226
0,49	0,95998	0,86681	0,69792
0,495	0,95916	0,86422	0,70354
0,5	0,95833	0,8616	0,70911
0,505	0,9575	0,85897	0,71464
0,51	0,95665	0,85632	0,72012
0,515	0,9558	0,85365	0,7256
0,52	0,95493	0,85095	0,73095
0,525	0,95406	0,84824	0,7363
0,53	0,95318	0,84551	0,74160
0,535	0,9523	0,84276	0,74686
0,54	0,9514	0,83998	0,75206
0,545	0,9505	0,83719	0,75722
0,55	0,94958	0,83438	0,76234
0,555	0,94866	0,83156	0,76741

$k = 1,33$

λ	τ	π	q
0,375	0,98008	0,92212	0,56046
0,38	0,97955	0,92009	0,56699
0,385	0,97901	0,91804	0,57349
0,39	0,97846	0,91597	0,57995
0,395	0,9779	0,91388	0,58638
0,4	0,97734	0,91176	0,59276
0,405	0,97677	0,90962	0,59911
0,41	0,97619	0,90745	0,60542
0,415	0,97561	0,90527	0,6117
0,42	0,97502	0,90306	0,61793
0,425	0,97442	0,90082	0,62412
0,43	0,97381	0,89857	0,63028
0,435	0,9732	0,89629	0,63639
0,44	0,97258	0,894	0,64247
0,445	0,97195	0,89168	0,6485
0,45	0,97132	0,88934	0,65449
0,455	0,97068	0,88697	0,66044
0,46	0,97003	0,88459	0,66635
0,465	0,96938	0,88218	0,67221
0,47	0,96871	0,87976	0,67804
0,475	0,96804	0,87731	0,68382
0,48	0,96737	0,87484	0,68955
0,485	0,96668	0,87236	0,69525
0,49	0,96599	0,86985	0,70089
0,495	0,9653	0,86732	0,7065
0,5	0,96459	0,86477	0,71206
0,505	0,96388	0,8622	0,71757
0,51	0,96316	0,85961	0,72304
0,515	0,96244	0,85701	0,72846
0,52	0,9617	0,85438	0,73384
0,525	0,96096	0,85173	0,73917
0,53	0,96022	0,84907	0,74445
0,535	0,95946	0,84638	0,74969
0,54	0,9587	0,84368	0,75487
0,545	0,95793	0,84096	0,76002
0,55	0,95716	0,83822	0,76511
0,555	0,95637	0,83546	0,77015

$k = 1,4$

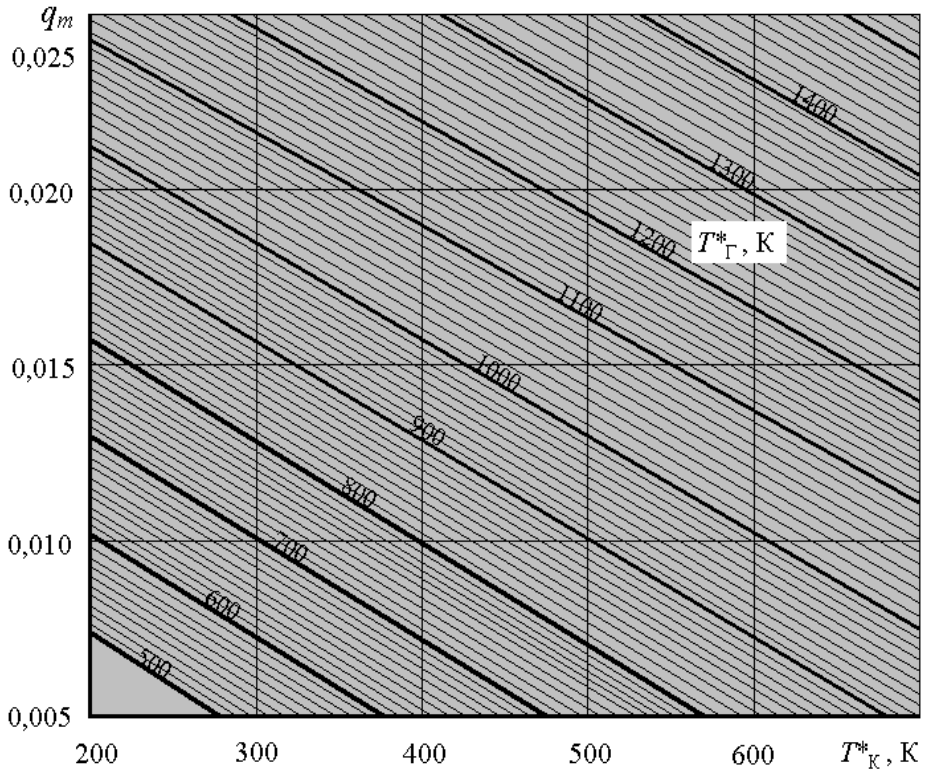
λ	τ	π	q
0,56	0,94773	0,82871	0,77242
0,565	0,9468	0,82584	0,7774
0,57	0,94585	0,82296	0,78232
0,575	0,9449	0,82006	0,78719
0,58	0,94393	0,81714	0,79202
0,585	0,94296	0,8142	0,79679
0,59	0,94198	0,81124	0,80152
0,595	0,941	0,80827	0,80619
0,6	0,94	0,80528	0,81082
0,605	0,939	0,80227	0,81539
0,61	0,93798	0,79925	0,81992
0,615	0,93696	0,79621	0,82439
0,62	0,93593	0,79315	0,82881
0,625	0,9349	0,79008	0,833185
0,63	0,93385	0,78699	0,8375
0,635	0,9328	0,78389	0,84177
0,64	0,93173	0,78077	0,84598
0,645	0,93066	0,77763	0,85015
0,65	0,92958	0,77448	0,85425
0,655	0,9285	0,77131	0,85831
0,66	0,9274	0,76813	0,86231
0,665	0,9263	0,76493	0,86626
0,67	0,92518	0,76172	0,87016
0,675	0,92406	0,7585	0,874
0,68	0,92293	0,75526	0,87778
0,685	0,9218	0,75201	0,88152
0,69	0,92065	0,74874	0,88519
0,695	0,9195	0,74546	0,88882
0,7	0,91833	0,74217	0,89238
0,705	0,91716	0,73886	0,8959
0,71	0,91598	0,73554	0,89935
0,715	0,9148	0,73221	0,90275
0,72	0,9136	0,72886	0,9061
0,725	0,9124	0,72551	0,9094
0,73	0,91118	0,72214	0,91262
0,735	0,90996	0,71876	0,9158
0,74	0,90873	0,71536	0,91892

 $k = 1,33$

λ	τ	π	q
0,56	0,95558	0,83268	0,77515
0,565	0,95479	0,82989	0,78001
0,57	0,95398	0,82707	0,78499
0,575	0,95317	0,82424	0,78984
0,58	0,95236	0,8214	0,79464
0,585	0,95153	0,81853	0,79939
0,59	0,9507	0,81565	0,80409
0,595	0,94986	0,81276	0,80873
0,6	0,94901	0,80984	0,81333
0,605	0,94816	0,80691	0,81788
0,61	0,9473	0,80396	0,82237
0,615	0,94643	0,801	0,82681
0,62	0,94556	0,79802	0,8312
0,625	0,94468	0,79503	0,83554
0,63	0,94379	0,79202	0,83982
0,635	0,94289	0,78899	0,84406
0,64	0,94199	0,78595	0,84824
0,645	0,94108	0,78289	0,85236
0,65	0,94016	0,77982	0,85644
0,655	0,93924	0,77674	0,86046
0,66	0,93831	0,77364	0,86442
0,665	0,93737	0,77053	0,86834
0,67	0,93642	0,7674	0,87219
0,675	0,93547	0,76426	0,8766
0,68	0,93451	0,7611	0,87974
0,685	0,93354	0,75794	0,88344
0,69	0,93257	0,75476	0,88708
0,695	0,93159	0,75156	0,89066
0,7	0,9306	0,74835	0,89419
0,705	0,92961	0,74513	0,89766
0,71	0,9286	0,7419	0,90108
0,715	0,92759	0,73866	0,90444
0,72	0,92658	0,7354	0,90774
0,725	0,92556	0,73214	0,91099
0,73	0,92452	0,72886	0,91418
0,735	0,92349	0,72557	0,91732
0,74	0,92244	0,72226	0,9204

ПРИЛОЖЕНИЕ Д

Номограмма для определения относительного расхода топлива ГТД



Учебное издание

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА
В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ТРД.
АНАЛИЗ ЕГО ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА
И ЭКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЕ ПОЛУЧЕНИЕ ЛИНИИ
РАБОЧИХ РЕЖИМОВ С ИЗМЕНЯЕМЫМ
СЕЧЕНИЕМ СОПЛА**

Методические указания к лабораторной работе

Составители:

*Григорьев Владимир Алексеевич
Калабухов Дмитрий Сергеевич*

Самарский государственный аэрокосмический университет

им. академика С.П. Королёва

(национальный исследовательский университет).

443086 Самара, Московское шоссе, 34.
