

**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Воронежский государственный технический университет»

Кафедра ракетных двигателей

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению лабораторных работ по дисциплине
«Проектирование комбинированных реактивных двигателей»
для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных
и ракетных двигателей» очной формы обучения

Воронеж 2023

УДК 621.45.01(07)
ББК 39.65я73

Составитель

д-р техн. наук В. А. Митрофанов

Методические указания к выполнению лабораторных работ по дисциплине «Проектирование комбинированных реактивных двигателей» для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» очной формы обучения / ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»; сост. В. А. Митрофанов. - Воронеж: Изд-во ВГТУ, 2023. - 40 с.

В методических указаниях изложен алгоритм расчета основных характеристик турбопрямоточных, ракетно-турбинных, пульсирующих детонационных комбинированных реактивных двигателей.

Предназначены для студентов 5 курса очной формы обучения.

Подготовлены в электронном виде и содержатся в файле МУ_ЛР_ПКРД_2023.pdf.

Ил. 14. Табл. 1. Библиогр.: 5 назв.

УДК 621.45.01(07)
ББК 39.65я73

Рецензент - Ю. В. Демьяненко, д-р техн. наук, профессор кафедры ракетных двигателей ВГТУ

*Издается по решению редакционно-издательского совета
Воронежского государственного технического университета*

ВВЕДЕНИЕ

Методическое пособие содержит алгоритмы обработки данных для построения характеристик рабочего процесса известных типов комбинированных реактивных двигателей.

Каждый раздел состоит из теоретического обоснования с описанием конструкции, принципа работы и методики расчета характеристик рассматриваемых двигателей.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО ТУРБОПРЯМОТОЧНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ТПРД или ТПД)

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение характеристик ТПРД.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ - определение параметров двигателя в зависимости от скорости полета летательного аппарата (числа Маха).

1.1. Теоретическое обоснование (объект исследования и основные расчетные соотношения)

Турбопрямоточный двигатель – комбинация турбореактивного (ТРД) и прямоточного двигателя (ПВРД). Предназначен для эксплуатации в диапазоне скорости полета $M=0...7$.

Назначение – обеспечение работоспособности двигателя (ненулевая работа цикла) для данного интервала скорости.

Принципиальная схема представлена на рис. 1.



Рис. 1. Принципиальная схема ТПД

Проточная часть ТРД формируется компрессором, камерой сгорания, турбиной и реактивным соплом.

Проточная часть ПВРД состоит из сверхзвукового диффузора, камеры сгорания и реактивного сопла.

ТРД выполняет роль ускорителя до $M=2,5..3$ затем подключается ПВРД, при $M=3..7$ регулируемые элементы (створки) перекрывают проточную часть ТРД и работает только ПВРД.

Повышение давления воздуха происходит в компрессоре (ТРД) и сверхзвуковом диффузоре (ПВРД), подвод тепла - в камере сгорания, расширение – в турбине и реактивном сопле.

Основные параметры и расчетные зависимости:

Тяга ТРД и ПВРД - P [Н]:

$$P = G(v_a - V) + F_a(p_a - p_h), \quad (1.1)$$

где G - массовый расход воздуха через двигатель, [кг/с]; $(v_a - V)$ - разница величин скорости истечения газа из сопла и скорости полета летательного аппарата, [м/с]; F_a - площадь в выходном сечении сопла, [м²]; $(p_a - p_h)$ - разница значений давления на срезе сопла и в окружающей среде, [Па].

Удельная тяга ТРД и ПВРД – P_y , [м/с]:

$$P_y = \frac{P}{G},$$

для расчетного режима работы сопла $p_a = p_h$:

$$P_y = v_a - V. \quad (1.2)$$

Удельная работа цикла ТРД и ПВРД – L_u (разница работ расширения и сжатия), [Дж/кг или м²/с²]:

$$L_u = \frac{k}{(k-1)} \cdot R \cdot T_h \cdot \frac{(e-1)}{\eta_c} \cdot \left(\left(\frac{m \Delta \cdot \eta_c \cdot \eta_p}{e} \right) - 1 \right) \cdot \eta_{kc} = \frac{v_a^2}{2} - \frac{V^2}{2}, \quad (1.3)$$

где T_h – температура окружающего воздуха, [К]; $e = \left(\frac{p \cdot k}{p_h} \right)^{\frac{(k-1)}{k}}$; $\frac{p_k}{p_h}$ –

отношение полного давления на выходе из компрессора (ТРД) или сверхзвукового диффузора (ПВРД) к давлению окружающей среды (степень повышения давления); $\Delta = \frac{T_r}{T_h}$ - отношение температуры торможения газа на

входе в турбину (ТРД) или сопло (ПВРД) к температуре окружающей среды; η_c, η_p - КПД процесса сжатия воздуха в компрессоре или сверхзвуковом диффузоре и КПД процесса расширения газа в турбине и сопле; m – коэффициент, учитывающий отличие теплофизических свойств газа (воздух + продукты сгорания) от воздуха, η_{kc} - коэффициент полноты сгорания топлива.

Удельный импульс J и удельный расход топлива C_{y0} - два параметра, обратные по величине:

$$J = \frac{P}{G_T}, \quad C_{y0} = \frac{G_T}{P}, \quad (1.4)$$

где G_T - массовый расход горючего (запасенного на борту летательного

аппарата [кг/с].

Размерность удельного импульса $\left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$, для $C_{\text{уд}}$ вместо секундного массового расхода используют часовой, $\left[\frac{\text{КГ}}{(\text{ЧН})} \right]$.

Удельный импульс ТРД и ПВРД связан с удельной тягой соотношением

$$J = \alpha \cdot L_0 \cdot P_y, \quad (1.5)$$

где α - коэффициент избытка воздуха - $\alpha = \frac{G}{(G_T \cdot L_0)}$; L_0 - стехиометрический коэффициент.

Коэффициент полезного действия цикла η_B (отношение работы цикла к подведенному в цикле теплу), для ТРД и ПВРД может быть вычислен по формуле

$$\eta_B = \frac{\left(\frac{(e-1)}{\eta_c} \cdot \left(\frac{(m\Delta \cdot \eta_c \cdot \eta_p)}{e} - 1 \right) \right)}{\left(\Delta - \frac{(e-1)}{\eta_c} - 1 \right)}. \quad (1.6)$$

Тяговый КПД (доля работы цикла, преобразуемая в механическую энергию перемещения летательного аппарата):

$$\eta_T = \frac{2}{\left(1 + \frac{v_a}{V} \right)}. \quad (1.7)$$

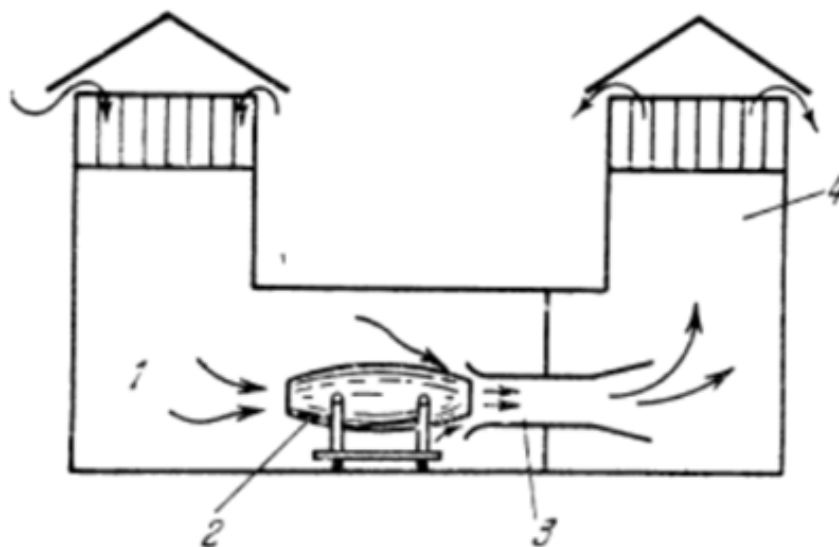
Полный КПД:

$$\eta_n = \eta_T \cdot \eta_B. \quad (1.8)$$

1.2. Методика проведения опытов для исследования характеристик воздушно-реактивных двигателей

Испытания проводят в лабораториях на специализированных стендах.

А. Стенд для испытания двигателей на режимах нулевой скорости и нулевой высоты над уровнем моря (рис. 2):



1 – входная шахта, 2 – двигатель на балансирующей установке, 3 – эжектор, 4 – выхлопная шахта

Рис. 2. Схема стенда для испытаний ТРД

Б. Термобарокамерные стенды (ТБК), имитирующие высотно-скоростные условия эксплуатации (рис. 3):

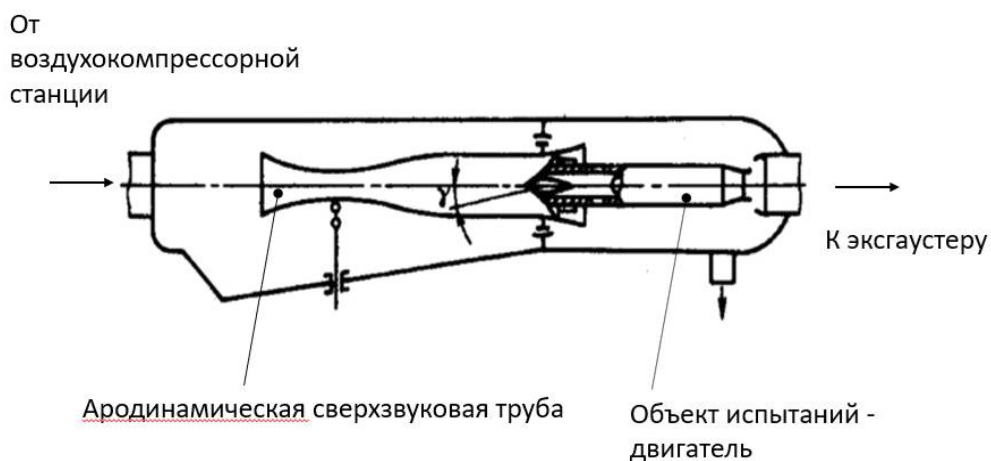


Рис. 3. Схема ТБК с обдувом двигателя сверхзвуковым потоком (аэродинамическая труба)

В. Летающая лаборатория для испытания двигателей в натуральных условиях.

Г. Испытания на натуральных объектах.

1.3. Порядок расчета характеристик комбинированного воздушно-реактивного двигателя

Исходные данные:

- Высота полета $H = 20$ км ;
- Давление окружающей среды $p_h = 5,5$ кПа ;
- Температура окружающей среды $T_h = 216$ К ;

Топливо для ТРД – керосин:

- Низшая удельная теплота сгорания $H_u = 43000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$;
- Стехиометрический коэффициент $L_0 = 14,8 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}$;

Топливо для ПВРД – водород:

- Низшая удельная теплота сгорания $H_u = 144000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$;
- Стехиометрический коэффициент $L_0 = 35 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}$;

Диапазон скорости полета:

- Число Маха: $M = 0..7$.

Расчет характеристик ТРД

1. Вычисляем отношение давления на выходе из компрессора (для заданной скорости полета) к давлению в окружающей среде, задаваясь числами Маха M из диапазона ($M = 0..4$) с определенным шагом:

$$\left(\frac{p_k}{p_h} \right)_{\text{трд}} = \left(1 - \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \pi_k,$$

где π_k – степень повышения давления воздуха в компрессоре при $M = 0$;

2. Температура торможения воздуха на входе в двигатель:

$$T_{\text{вх}} = T_h \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right), [\text{K}]$$

3. Температура торможения воздуха на входе в камеру сгорания:

$$T_k = T_{\text{ex}} \cdot \left(1 + \frac{\left(\left(\pi_k \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\eta_c} \right), \text{ [K]}$$

η_c – КПД процесса сжатия, для ТРД принимаем $\eta_c = \text{const} = 0,85$.

4. Температура торможения газа на выходе из камеры сгорания:

$$T_r = T_k + \frac{\eta_{\text{КС}} \cdot H_u}{(c_p (1 + \alpha \cdot L_0))}, \text{ [K]}$$

Задаем $\alpha = \text{const} = 2,5$; $\eta_{\text{КС}} = 1$; H_u , L_0 – для керосина (см. исходные данные); $c_p = 1,2 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ (c_p – удельная теплоемкость продуктов сгорания керосина в воздухе, $c_p = \frac{k}{(k-1)} \cdot R$; $k = 1,33$; $R = 289 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$).

Для ТРД система автоматического регулирования ограничивает температуру газа на входе в турбину:

$$T_r \leq 1800 \text{ К}$$

Если при расчете для какого-то значения M_i температура превышает допустимую величину - дальнейший расчет проводится с $T_r = 1800 \text{ К}$.

5. Степень подогрева воздуха в двигателе:

$$\Delta = \frac{T_r}{T_h}$$

6. Скорость полета летательного аппарата:

$$V = M \cdot (k \cdot R \cdot T_h)^{0,5} \left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

7. Вычисляем по формуле (1.3) величину L_u , задаваясь $m = 1,03$; $\eta_c = 0,85$; $\eta_p = 0,92$.

8. Скорость истечения газа из сопла:

$$v_a = \left(2 \cdot \left(L_u + \frac{V^2}{2} \right) \right)^{0,5} .$$

9. По формуле (1.2) вычисляем удельную тягу.

10. Используя формулы (1.6), (1.7), (1.8) вычисляем значение полного КПД ТРД.

11. Строим графические зависимости P_y, L_u, η_n в функции числа Маха.

Расчет характеристик ПВРД

12. Вычисляем степень повышения давления на выходе из сверхзвукового диффузора для заданной скорости полета, задаваясь числами Маха M из диапазона ($M = 1..8$) с определенным шагом:

$$\left(\frac{p_k}{p_h} \right)_{\text{пврд}} = \left(1 - \frac{(k-1)}{2} \cdot (M)^2 \right)^{\frac{k}{(k-1)}} \cdot \sigma ,$$

где σ – коэффициент сохранения полного давления во входном сверхзвуковом диффузоре.

Зависимость коэффициента сохранения полного давления во входном сверхзвуковом диффузоре (с системой косых скачков и прямого скачка уплотнения) от числа Маха приведена в таблице.

Таблица

Зависимость $\sigma = f(M)$

Число Маха M	Коэффициент сохранения полного давления во входном сверхзвуковом диффузоре σ
1	1,00
3	0,71
5	0,35
7	0,18
10	0,08
15	0,04
20	0,04

13. Температура торможения воздуха на входе в камеру сгорания:

$$T_k = T_h \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right), \text{ [K]}$$

14. Температура торможения газа на выходе из камеры сгорания ПВРД вычисляется по п.4 при $\alpha = 2,5$; $\eta_{kc} = 1$; H_u , L_0 – для водорода (см. исходные данные); $c_p = 1,6 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

Ограничение по температуре газа:

$$T_r \leq 3000 \text{ К}$$

15. КПД процесса сжатия ПВРД:

$$\eta_c = \frac{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_h \cdot \left(\left(\frac{p_k}{p_h} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{V^2},$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$, V – скорость полета, определенная по п.6.

16. Вычисляем по формуле (1.3) величину L_u , задаваясь $m = 1,03$; η_c по п.15; $\eta_p = 0,92$.

Далее – по п.8-11.

Качественный характер зависимостей P_y , L_u , η_n в функции числа Маха для ТРД и ПВРД, составляющих комбинированный реактивный двигатель, показан на рис. 4-6.

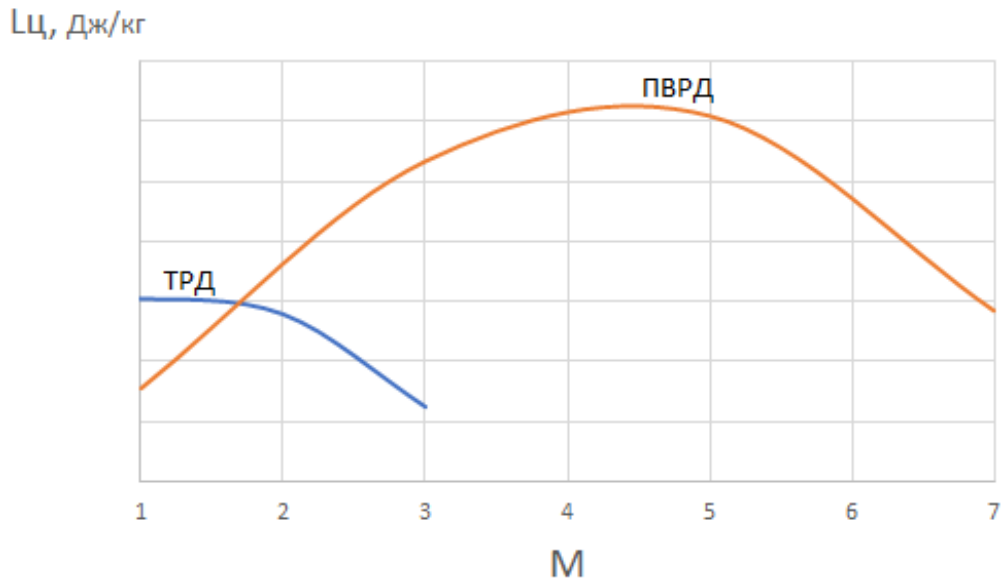


Рис. 4. Закономерности изменения удельной работы цикла ТРД и ПВРД в составе комбинированного реактивного двигателя от числа Маха

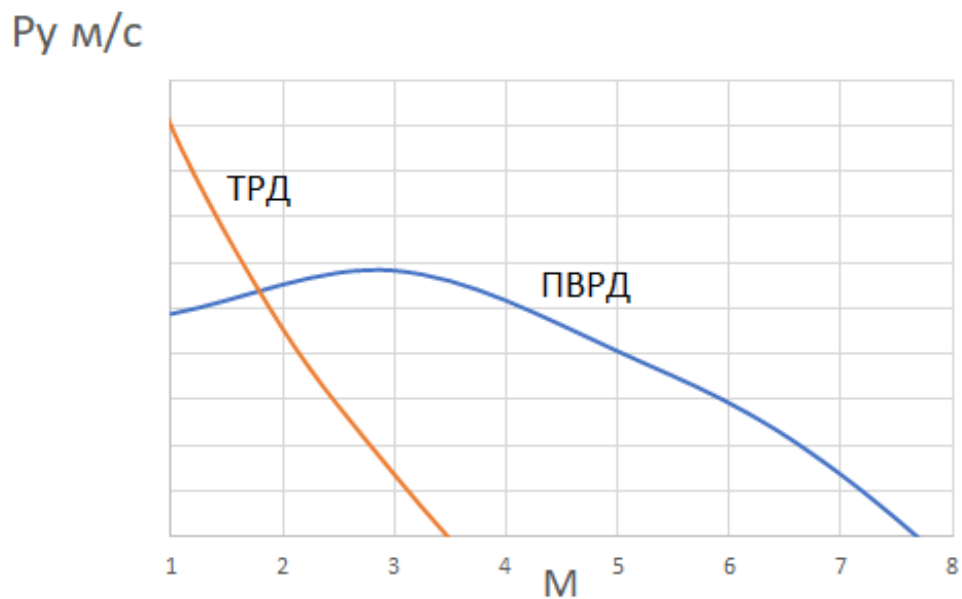


Рис. 5. Закономерности изменения удельной тяги ТРД и ПВРД в составе комбинированного реактивного двигателя от числа Маха

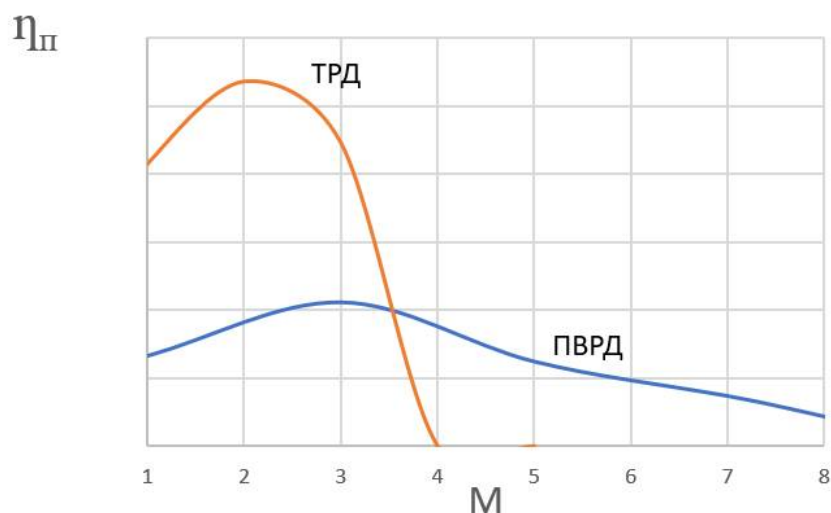


Рис. 6. Закономерности изменения полного КПД ТРД и ПВРД в составе комбинированного реактивного двигателя от числа Маха

1.4. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

1.5. Контрольные вопросы

1. Назначение комбинированных воздушно-реактивных двигателей.
2. Принцип работы комбинированных воздушно-реактивных двигателей.
3. Основные элементы, составляющие комбинированный воздушно-реактивный двигатель.
4. Отличие ТРД и ПВРД.
5. Что такое работа цикла воздушно-реактивного двигателя.
6. Физический смысл полетного КПД воздушно-реактивного двигателя.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2 ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РАКЕТНО-ТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРНОЙ СХЕМЫ (РТДгг)

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение характеристик РТДгг.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ - определение параметров двигателя в зависимости от скорости полета летательного аппарата (числа Маха).

2.1. Теоретическое обоснование

В РТДгг привод турбины, вращающей компрессор, производится потоком газа, формируемым в отдельном элементе - камере, проточная часть которой не связана с проточной частью компрессора (в отличие от турбореактивного двигателя).

Камера представляет собой газогенератор (гг), в камере которого происходит горение окислителя и горючего, подаваемых в газогенератор насосами, приводимыми во вращение от турбокомпрессорного вала. Принципиальная схема РТД гг представлена на рис. 7.

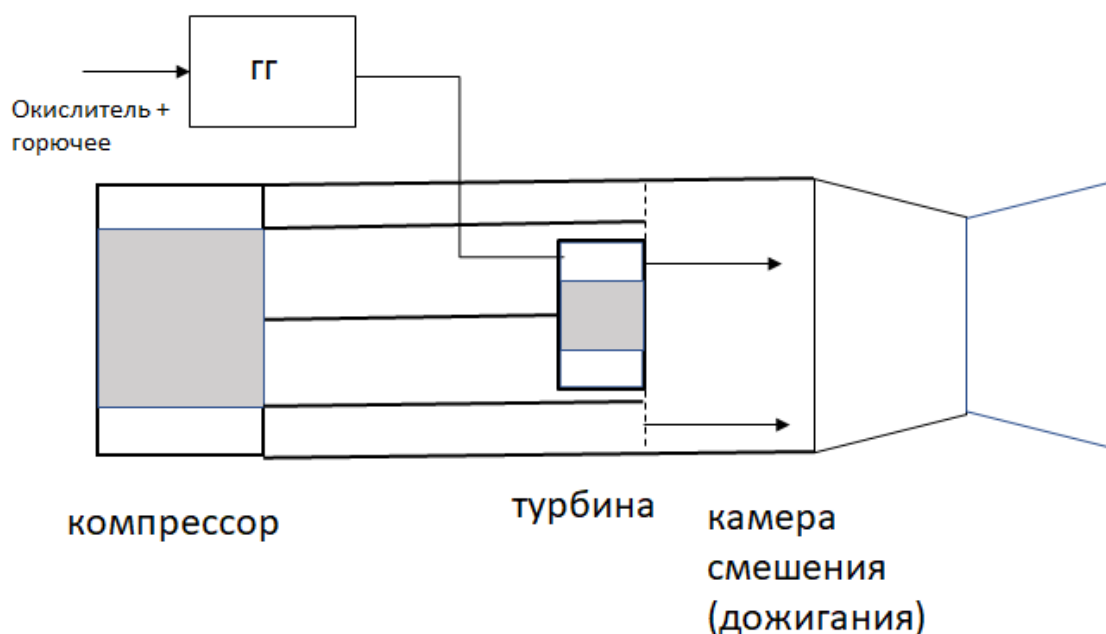


Рис. 7. Принципиальная схема РТДгг

Основное назначение схемы такого двигателя состоит в полном использовании энергии воздуха, сжатого в компрессоре (без потерь на привод турбины).

2.2. Порядок расчета характеристик комбинированного ракетно-турбинного двигателя газогенераторной схемы

Исходные данные:

- Высота полета $H = 20$ км ;
- давление окружающей среды $p_h = 5,5$ кПа ;
- температура окружающей среды $T_h = 216$ К ;
- Число Маха: $M = 1..8$.

1. Вычисляем отношение давления на выходе из компрессора для заданной скорости полета к давлению в окружающей среды, задаваясь числами Маха M из диапазона ($M=1..8$) с определенным шагом:

$$\left(\frac{p_k}{p_h}\right) = \left(1 - \left(\frac{(k-1)}{2}\right) \cdot M^2\right)^{\frac{k}{(k-1)}} \cdot \pi_k,$$

где π_k – степень повышения давления воздуха в компрессоре при $M = 0$, принимаем $\pi_k = 10$.

2. Температура торможения воздуха на входе в двигатель:

$$T_{ex} = T_h \cdot \left(1 - \left(\frac{(k-1)}{2}\right) \cdot M^2\right), [\text{K}]$$

3. Температура торможения воздуха на входе в камеру сгорания:

$$T_k = T_{ex} \cdot \left(1 + \frac{\left(\left(\pi_k\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right)}{\eta_c}\right), [\text{K}]$$

где η_c – КПД процесса сжатия, для ТРД принимаем $\eta_c = \text{const} = 0,85$.

4. Температура торможения газа в камере смешения

$$T_{cm} = \frac{T_k + n \cdot T_{гр}}{1 + n}, [\text{K}]$$

где $T_{гр}$ – температура газа на выходе из газогенератора; задаемся $T_{гр} = 1500\text{K}$; n – отношение расхода газа через газогенератор к расходу воздуха

через компрессор, определится из баланса мощностей турбины и компрессора через отношение работ сжатия в компрессоре и расширения в турбине:

$$n = \frac{L_k}{L_T} = \left(\left(\frac{k}{k-1} \right) \cdot R \cdot T_{\text{ex}} \cdot \frac{\left(\frac{(\pi_k)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_c} \right)}{\left(\frac{k_{\text{гг}}}{k_{\text{гг}} - 1} \right) \cdot R_{\text{гг}} \cdot T_{\text{гг}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{(\pi_T)^{\frac{k_{\text{гг}}-1}{k_{\text{гг}}}}} \right) \cdot \eta_p \right),$$

где $\eta_p = 0,92$.

Показатель адиабаты для газогенераторного газа и газовая постоянная:

$$k_{\text{гг}} = 1,33; R_{\text{гг}} = 289 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Отношение полного давления перед турбиной и за турбиной задаем $\pi_T = 10$.

5. Скорость истечения газа из сопла (принимая коэффициент скорости равным 1):

$$v_a = \left(\left(\frac{2 \cdot k}{k-1} \right) \cdot R \cdot T_{\text{см}} \cdot \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{p_k}{p_h} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right) \right)^{0,5}, \left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

6. Работа цикла:

$$L_{\text{ц}} = \frac{v_a^2}{2} - \frac{V^2}{2}, \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$$

где V – скорость полета летательного аппарата:

$$V = M \cdot (k \cdot R \cdot T_h)^{0,5}, \left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

7. Удельная тяга:

$$P_y = v_a - V, \left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$$

8. Строим графические зависимости P_y , L_u , в функции числа Маха.

Характер зависимости удельной работы цикла от числа Маха для РТДгг показан на рис. 8.

Ц, Дж/кг

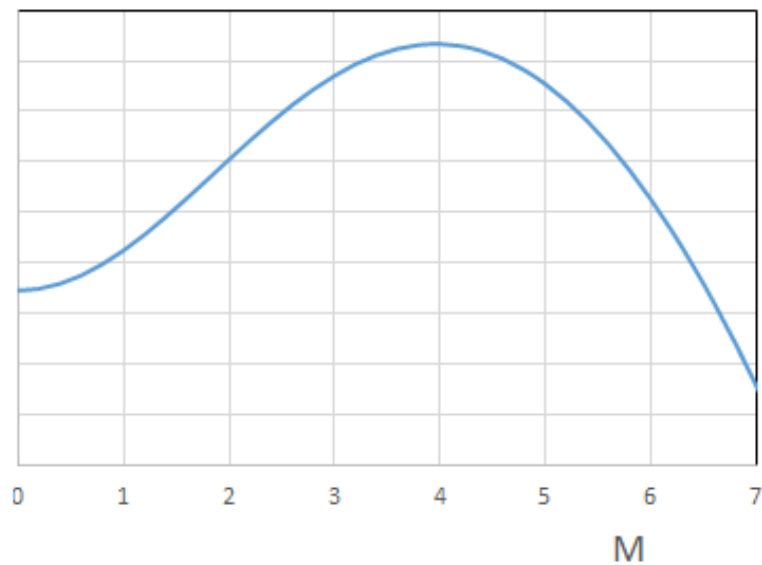


Рис. 8. Зависимость удельной работы цикла РТДгг от скорости полета

2.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3 ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РАКЕТНО-ТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПАРОГЕНЕРАТОРНОЙ СХЕМЫ (РТДп)

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение характеристик РТДп.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ - определение параметров двигателя в зависимости от скорости полета летательного аппарата (числа Маха).

3.1. Теоретическое обоснование

В РТДп, в отличие от РТДгг, привод турбины, вращающей компрессор, производится не продуктами сгорания газогенератора, а паром жидкого компонента, который испаряется, нагреваясь после прохождения через охлаждающий тракт и теплообменник, совершая затем работу расширения на турбине. В качестве компонента предполагается использовать жидкий водород. После турбины пар водорода поступает в камеру дожигания, смешивается с воздухом и сгорает, передавая теплоту потоку на выходе из компрессора (рис. 11).

Отношение расхода воздуха через компрессор и водорода через парогенератор связаны величиной коэффициента избытка воздуха и стехиометрическим коэффициентом $\alpha \cdot L_0$:

$$\alpha \cdot L_0 = \frac{G}{G_{H_2}} = \frac{L_T}{L_K}. \quad (3.1)$$

Работа расширения на турбине:

$$L_T = \left(\frac{k_{H_2}}{k_{H_2} - 1} \right) \cdot R_{H_2} \cdot T_{H_2} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{\frac{1}{k_{H_2}}}} \right) \cdot \eta_p, \quad (3.2)$$

где k_{H_2}, R_{H_2} – показатель адиабаты и газовая постоянная водорода в паровой фазе.

Работа сжатия в компрессоре:

$$L_K = \frac{L_T}{\alpha \cdot L_0}. \quad (3.3)$$

3.2. Порядок расчета характеристик комбинированного ракетно-турбинного двигателя парогенераторной схемы

Исходные данные:

- Высота полета $H = 20$ км ;
- Давление окружающей среды $p_h = 5,5$ кПа ;
- Температура окружающей среды $T_h = 216$ К ;
- Число Маха: $M = 1..8$;
- Низшая удельная теплота сгорания $H_u = 144000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$;
- Стехиометрический коэффициент $L_0 = 35 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}$;
- $k_{H_2} = 1,35$;
- $R_{H_2} = 4125 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$;
- Рабочее тело для турбины – водород.

1. Вычисляем температуру торможения воздуха на входе в двигатель, задаваясь числами Маха M из диапазона ($M = 1..8$) с определенным шагом:

$$T_{\text{ex}} = T_h \cdot \left(1 - \left(\frac{(k-1)}{2} \right) \cdot M^2 \right), [\text{K}]$$

2. Вычисляем удельную работу расширения на турбине $L_T \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$ по формуле (3.2), задавая $T_{H_2} = T_{\text{ex}}$; $\pi_T = 4$; $\eta_p = 0,92$.

3. По формуле (3.3) находим удельную работу сжатия в компрессоре $L_K \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$, задавая $\alpha = 2,5$.

4. Находим для компрессора:

$$e = (\pi_k)^{\frac{k-1}{k}} = 1 + \left(\frac{L_K \cdot \eta_c}{\frac{k}{(k-1)} \cdot R \cdot T_{\text{ex}}} \right),$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $\eta_c = 0,85$.

5. Температура воздуха на выходе из компрессора:

$$T_K = T_{ex} \cdot \left(1 + \frac{e-1}{\eta_c}\right), \text{ [K]}$$

6. Вычисляем температуру газа в камере дожигания

$$T_r = T_K + \frac{\eta_{kc} \cdot H_u}{c_p \cdot (1 + \alpha \cdot L_0)}, \text{ [K]}$$

где $\eta_{kc} = 1$.

7. Скорость истечения газа из сопла (принимая коэффициент скорости равным 1):

$$v_a = \left(\frac{2 \cdot k_r}{(k_r - 1)} \cdot R_r \cdot T_r \cdot \left(1 - \frac{1}{e}\right) \right)^{0,5}, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

где $k_r = 1,4$; $R_r = 330 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

8. Удельная работа цикла:

$$L_u = \frac{v_a^2}{2} - \frac{V^2}{2}, \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$$

V – скорость полета летательного аппарата:

$$V = M \cdot (k \cdot R \cdot T_h)^{0,5}, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

9. Удельная тяга:

$$P_y = v_a - V, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

10. Удельный импульс

$$J = \alpha \cdot L_0 \cdot P_y, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

11. Строим графические зависимости J , P_y , L_y в функции числа Маха.

Характер зависимости удельной тяги (при $\alpha = const$) РТДп от скорости полета показан на рис. 9.

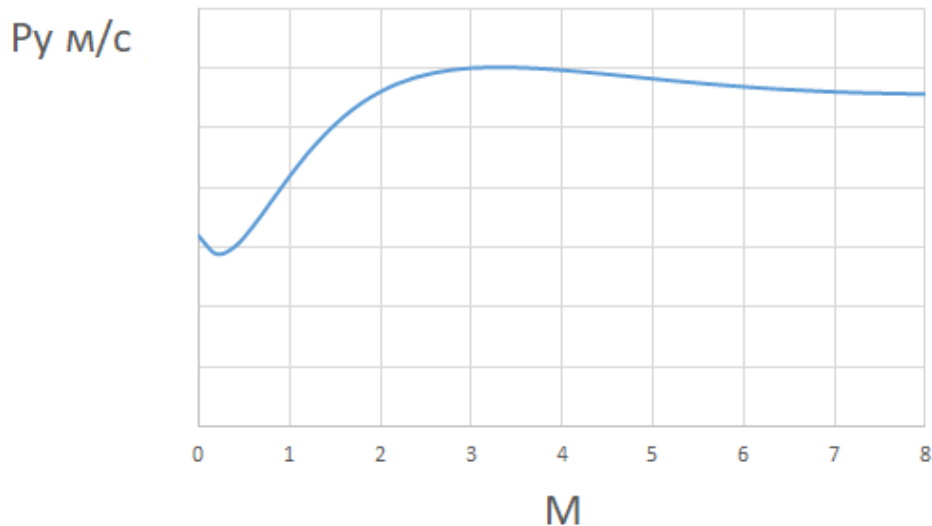


Рис. 9. Изменение удельной тяги РТДп от скорости полета

3.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

3.4. Контрольные вопросы к лабораторной работе

1. Принцип ракетно-турбинного двигателя (РТД).
2. В чем состоит преимущество комбинированного РТД по сравнению с ТРД и ПВРД.
3. Какая из схем (РТДгг без дожигания и РТДп с дожиганием) дает больший выигрыш при больших скоростях полета и почему.
4. За счет чего реализуется выигрыш удельной тяги, импульса и работы цикла при использовании водорода в РТД.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 4 ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РЕАКТИВНОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ (ПуДД).

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение характеристик ПуДД при постоянных условиях – высоте и скорости полета.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ – определение характеристик тягового модуля в зависимости от термодинамических параметров генератора сжатого воздуха.

4.1. Теоретическое обоснование

Комбинированный реактивный ПуДД включает в себя генератор сжатого воздуха (ГСВ) и тяговый модуль (ТМ). Генератором сжатого воздуха является турбокомпрессор, от которого отбирается воздух для формирования рабочего тела и топливовоздушной смеси, поступающей затем в тяговый модуль (рис. 10).

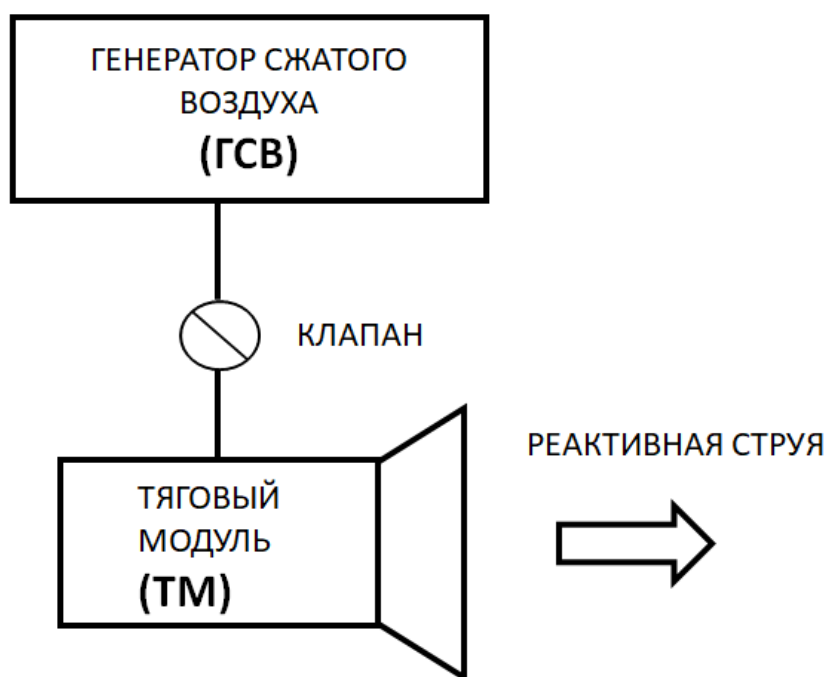


Рис. 10. Принципиальная схема комбинированного реактивного ПуДД

Тяговый модуль представляет из себя камеру сгорания, куда подается дополнительное горючее, или окислитель с горючим. Горючее и окислитель, подаваемые в ТМ могут отличаться от используемых для привода ГСВ. Например, в ГСВ горючее – керосин, окислитель – воздух, в ТМ – водород и кислород.

В камере ТМ ПуДД должен быть реализован механизм *детонационного*

распространения фронта пламени. Этот механизм инициируется *взрывом* в химически реагирующей смеси. *Взрыв* в химически реагирующей смеси происходит, когда преобладающим становится не термический, а цепной механизм протекания реакции.

Возможность перехода к цепному механизму определяется свойствами, составом топлива и внешними условиями – давлением, температурой и местными значениями коэффициента избытка окислителя (воздуха).

Детонация характеризуется сверхзвуковой скоростью перемещения ударной волны относительно топливовоздушной смеси. В ударной волне происходит значительное повышение давления и температуры потока, которое приводит к воспламенению химически реагирующей топливной смеси.

За ударной волной продукты сгорания имеют дозвуковую скорость, так как

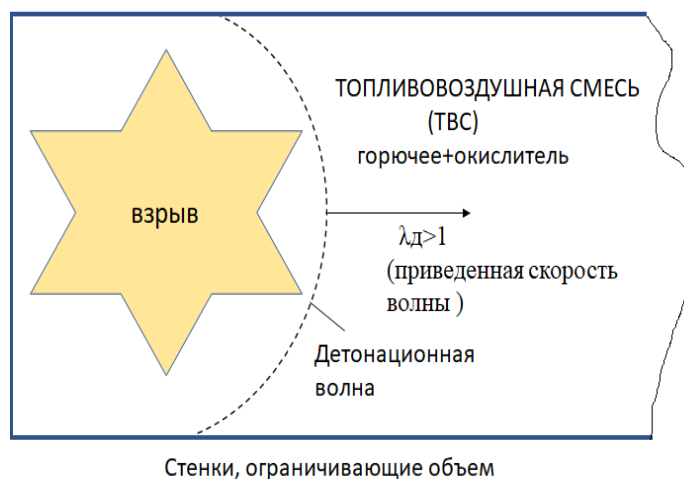
$$\lambda_{д} \cdot \lambda_{ПС} = 1, \quad (4.1)$$

где $\lambda_{д}$, $\lambda_{ПС}$ – приведенная скорость перемещения детонационной волны и продуктов сгорания.

Для того чтобы детонационная волна не вырождалась в акустическую, она должна получать энергию в виде тепла от продуктов сгорания. При теплоподводе в канале постоянного сечения изменение скорости дозвукового потока в пределах от $\lambda_{ПС} < 1$ до $\lambda_{ПС} = 1$.

Таким образом, условие существования или «стабилизации» детонационной волны: $\lambda_{ПС} = 1$.

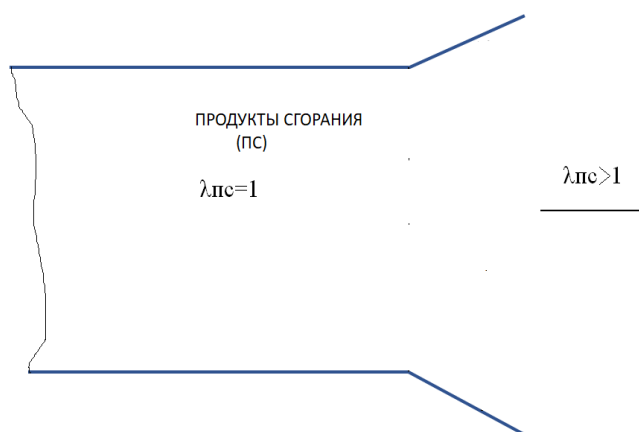
Стадии процесса в камере ТМ показаны на рис. 11: а) генерирование ударной волны, б) стабилизация детонации, в) истечение продуктов сгорания через сопло. Затем клапан подачи топливовоздушной смеси из ГСВ открывается и цикл повторяется.



а)



б)



в)

Рис. 11. Схематичное изображение стадий процесса в камере ТМ ПуДД

Детонационная волна может распространяться не только в осевом, но и в

тангенциальном направлении.

Из условия равенства приведенных удельных импульсов для канала постоянного сечения при $\lambda_{ПС} = 1$:

$$(\theta)_{кр} = \left(\frac{z\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)}{2} \right)^2, \quad (4.2)$$

где $(\theta)_{кр}$ – подогрев от подведенного тепла, продуктами сгорания - отношение температуры продуктов сгорания к начальной температуре топливоздушной смеси; $z\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)$ – газодинамическая функция:

$$z\left(\frac{1}{\lambda_D}\right) = \lambda_D + \frac{1}{\lambda_D}.$$

Подогрев топливоздушной смеси после прохождения ударной волны:

$$(\theta)_D = \frac{1}{\tau(\lambda_D)},$$

где $\tau(\lambda_D)$ – газодинамическая функция.

Полный подогрев газа в камере ТМ:

$$(\theta)_{ТМ} = (\theta)_{кр} \cdot (\theta)_D.$$

Повышение давления в ударной волне

$$\Pi = \frac{1}{\left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1}\right) \cdot \lambda_D^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}.$$

Повышение давления в камере ТМ:

$$\Pi_{ТМ} = \Pi \cdot \sigma_T \cdot \sigma_B,$$

где σ_T – коэффициент сохранения полного давления, обусловленный

подводом тепла, σ_B – коэффициент сохранения полного давления, обусловленный волновыми потерями.

$$\sigma_T = \frac{f\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)}{f(\lambda_{ПС})},$$

где $\lambda_{ПС} = 1$; $f(\dots)$ – газодинамическая функция.

$$\sigma_B = \frac{q(\lambda_D)}{q\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)}.$$

4.2. Порядок расчета характеристик комбинированного ПуДД

Исходные данные:

- Высота полета $H = 0$ км, $M = 0$;
- Давление окружающей среды $p_h = 100$ кПа;
- Температура окружающей среды $T_h = 288$ К;
Топливо для ТМ – водород – $\lambda_D = 2,3$
Топливо для ГСВ – керосин:
- Низшая удельная теплота сгорания $H_u = 43000 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$;
- Стехиометрический коэффициент $L_0 = 14,8 \frac{\text{кг воздуха}}{\text{кг топлива}}$.

Параметры ТМ

1. По формуле (4.2) вычисляем $(\theta)_{кр}$
2. Находим подогрев топливовоздушной смеси после прохождения ударной волны:

$$(\theta)_D = \frac{1}{\tau(\lambda_D)},$$

где $\tau(\lambda_D)$ – по таблице газодинамических функций для $k = 1,4$ или по формуле:

$$\tau(\lambda_D) = \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_D^2 \right).$$

3. Полный подогрев газа в камере ТМ:

$$(\theta)_{TM} = (\theta)_{кр} \cdot (\theta)_D.$$

4. Повышение давления в ударной волне:

$$\Pi = \frac{1}{\left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \lambda_D^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}.$$

5. Коэффициент сохранения полного давления σ_T , обусловленный подводом тепла:

$$\sigma_T = \frac{f\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)}{f(\lambda_{ПС})},$$

где $\lambda_{ПС} = 1$; $f(\lambda)$ по таблице газодинамических функций или по формуле:

$$f(\lambda) = (1 + \lambda^2) \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \lambda_D^2 \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$f\left(\frac{1}{\lambda_D}\right) = \left(1 + \left(\frac{1}{\lambda_D} \right)^2 \right) \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \left(\frac{1}{\lambda_D} \right)^2 \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$f(1) = (1 + 1^2) \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \cdot 1^2 \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

6. Коэффициент сохранения полного давления σ_B , обусловленный волновыми потерями:

$$\sigma_B = \frac{q(\lambda_D)}{q\left(\frac{1}{\lambda_D}\right)},$$

где $q(\lambda_D)$ по таблице газодинамических функций или по формуле:

$$q(\lambda_D) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda_D \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_D^2\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$q\left(\frac{1}{\lambda_D}\right) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_D}\right) \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_D}\right)^2\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

7. Степень повышения давления в камере ТМ:

$$P_{TM} = P \cdot \sigma_T \cdot \sigma_B.$$

Параметры ГСВ

8. Задаем степень повышения давления в компрессоре ГСВ для диапазона $\pi_k = 2..30$ с определенным шагом и вычисляем для каждого значения параметра:

$$e = \pi_k^{\frac{k-1}{k}}.$$

9. Удельная работа компрессора

$$L_K = \frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T_h \cdot \frac{e-1}{\eta_c}, \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$$

где $k=1,4$; $R=287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $\eta_c = 0,85$.

10. Температура воздуха на входе в ТМ (равна температуре на выходе из компрессора ГСВ):

$$T_K = T_h \cdot \left(1 + \frac{e-1}{\eta_c}\right), [K]$$

11. Задаем относительный расход топлива (керосина) на привод ГСВ для коэффициента избытка воздуха $\alpha = 2,5$:

$$g = \frac{1}{\alpha \cdot L_0}.$$

12. Вычисляем температуру газа на входе в турбину ГСВ:

$$T_r = T_K + \frac{\eta_{kc} \cdot H_u}{c_p \cdot \left(1 + \frac{1}{g}\right)}, [K]$$

где $\eta_{kc} = 1$; $c_p = 1,2 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

13. Удельная работа турбины

$$L_T = \frac{k_r}{k_r - 1} \cdot R_r \cdot T_r \cdot \left(1 - \frac{1}{e_T}\right) \eta_p, \left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \right]$$

где $k_r = 1,33$; $R_r = 289 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $\eta_c = 0,85$; $e_T = \pi_k^{\frac{k_r-1}{k_r}}$.

14. Из уравнения баланса мощностей турбины и компрессора ГСВ:

$$(1 + m) \cdot L_K = (1 + g) \cdot L_T,$$

при известных L_K , g , L_T находим величину m , представляющую собой отношение массового расхода воздуха, отбираемого в ТМ к суммарному расходу воздуха через компрессор:

$$m = \frac{G_{TM}}{G}.$$

Параметры ТМ

15. Находим скорость истечения газа из сопла ТМ

$$v_a = \left(\frac{2 \cdot k}{k - 1} \cdot R_{TM} \cdot (\theta)_{TM} \cdot T_K \cdot \left(1 - \frac{1}{e_{TM}}\right) \right)^{0,5}, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

где $k=1,4$; $R_{TM}=330 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$; $(\theta)_{TM}$ – по п.3; $e_{TM} = (\pi_k \cdot \Pi_{TM})^{\frac{k-1}{k}}$ (пп.7 и 9).

16. Удельная тяга при $M = 0$

$$P_y = v_a, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

17. Удельный расход топлива через ГСВ (отнесенный к тяге, развиваемой ТМ):

$$C_e = \frac{g}{m \cdot P_y}, \left[\frac{\text{м}}{\text{с}} \right]$$

18. Строим графические зависимости P_y , C_e в функции π_k ГСВ.

Характер зависимости удельной тяги и удельного расхода топлива (на привод ГСВ при $\alpha = \text{const}$) комбинированного реактивного ПуДД от степени повышения давления ГСВ показан на рис. 12. По оси ординат отложены отношения текущего значения параметра к его минимальной величине.

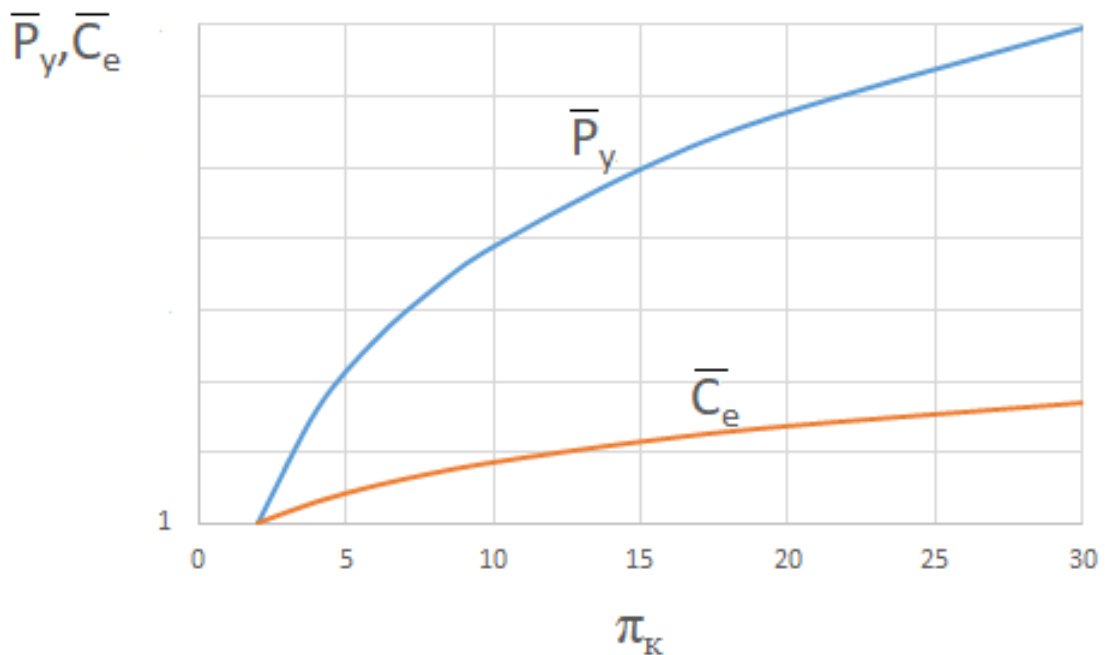


Рис. 12. Изменение удельной тяги и удельного расхода топлива комбинированного реактивного ПуДД от степени повышения давления в ГСВ

4.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 5

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ С КАМЕРОЙ ТЯГОВОГО МОДУЛЯ ПуДД

ЦЕЛЬ РАБОТЫ – изучение характеристик пульсирующего детонационного двигателя, используемого в схеме ПВРД.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ - определение характеристик двигателя прямооточной схемы с использованием эффекта детонационного распространения пламени.

5.1. Теоретическое обоснование

Термодинамические параметры ПуДД отличаются высокими значениями давления и температуры газа, что, в сочетании с циклическими нагрузками, создает проблему обеспечения работоспособности элементов конструкции. Особенно это касается подвижных частей – задвижек клапанов, с заданной частотой совершающих процесс открытия и закрытия каналов. Также существуют определенные проблемы с тепловой защитой неподвижных частей конструкции.

Поэтому разработаны схемы, в которых отсутствуют механические элементы. Роль задвижек выполняет колеблющаяся система скачков уплотнения в полузамкнутом объеме, являющимся резонатором. В частности, предполагается использовать эффект «Hartmana–Sprengera». При использовании резонатора также уменьшается площадь охлаждаемой поверхности.

Схема значительно упрощается, если камеру тягового модуля разместить в канале прямооточного двигателя, где повышение давления реализуется за счет скоростного напора потока воздуха на входе в двигатель, без использования ГСВ.

С другой стороны, так как в камере ТМ происходит торможение потока, то возрастают волновые потери при сверхзвуковых скоростях полета.

5.2. Порядок расчета характеристик комбинированного ракетно-турбинного двигателя парогенераторной схемы

Исходные данные:

- Высота полета $H = 20$ км, $M = 1.8$;
- Давление окружающей среды $p_h = 5,5$ кПа ;
- Температура окружающей среды $T_h = 216$ К ;
- Топливо для ТМ – водород - $\lambda_d = 2,3$.

1. Задаемся числами Маха из диапазона (1...8) и вычисляем приведенную скорость на входе по формуле:

$$\lambda_{ex} = \left(\frac{\left(\frac{k+1}{2} \right) \cdot M^2}{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right)} \right)^{0,5}$$

2. Скорость полета летательного аппарата:

$$V = M \cdot (k \cdot R \cdot T_h)^{0,5}, \left[\frac{\text{М}}{\text{с}} \right]$$

где $k = 1,4$; $R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$.

3. Температура воздуха на входе в ТМ:

$$T_{ex} = T_h \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right), [\text{К}]$$

4. Коэффициент сохранения полного давления на входе:

$$\sigma_{ex} = \frac{q(\lambda_{ex})}{q\left(\frac{1}{\lambda_{ex}}\right)},$$

где $q(\lambda_{ex})$ по таблице газодинамических функций или по формуле:

$$q(\lambda_{ex}) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda_{ex} \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \lambda_{ex}^2 \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$q\left(\frac{1}{\lambda_{ex}}\right) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_{ex}} \right) \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{k+1} \right) \cdot \left(\frac{1}{\lambda_{ex}} \right)^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

5. Степень повышения полного давления на входе в ТМ:

$$P_0 = \sigma_{ex} \cdot \left(1 - \left(\frac{k-1}{2} \right) \cdot M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

6. Степень повышения давления в ТМ ПВРД:

$$P = P_0 \cdot P_{TM}.$$

Используем значение P_{TM} , рассчитанное по п.7 лабораторной работы 4.

7. Находим скорость истечения газа из сопла ТМ

$$v_a = \left(\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot R_{TM} \cdot (\theta)_{TM} \cdot T_{ex} \cdot \left(1 - \frac{1}{P^{\frac{k-1}{k}}} \right) \right)^{0,5}, \left[\frac{M}{c} \right]$$

Используем рассчитанное по п.3 лабораторной работы 4 значение $(\theta)_{TM}$; k , R_{TM} – по п.15 лабораторной работы 4.

8. Удельная работа цикла:

$$L_u = \frac{v_a^2}{2} - \frac{V^2}{2}, \left[\frac{Дж}{кг} \right]$$

9. Удельная тяга:

$$P_y = v_a - V, \left[\frac{M}{c} \right]$$

10. Строим графические зависимости L_u , P_y , в функции числа M полета.

Характер зависимости удельной работы и удельной тяги ПуДД от числа Маха показан на рис. 13 и 14.

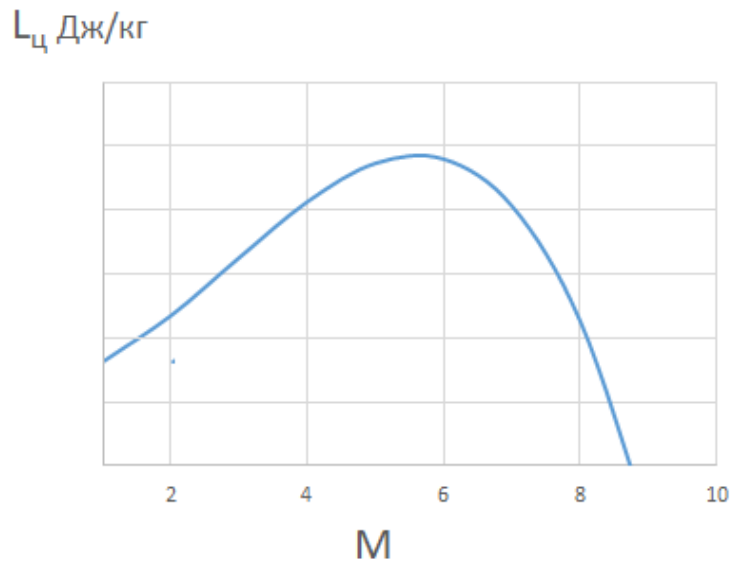


Рис. 13. Изменение удельной работы цикла ПуДД от скорости полета

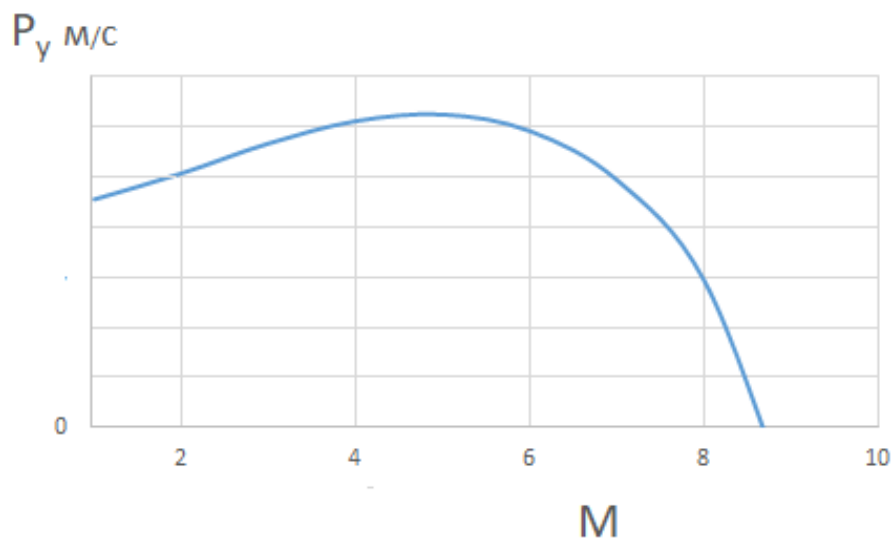


Рис. 14. Изменение удельной тяги ПуДД от скорости полета

5.3. Содержание отчета и его форма

Отчет содержит описание объекта испытаний, расчетные формулы, графические изображения зависимостей. Результаты вычислений занести в отчет в форме таблицы.

5.4. Контрольные вопросы к лабораторной работе

1. В чем состоит принцип организации процесса с детонационным распространением фронта пламени.
2. В чем отличие детонационного распространения фронта пламени от распространения фронта пламени, обусловленного механизмами молекулярной и турбулентной теплопроводности.

3. Условие существования детонации.

4. Почему газодинамический критерий - приведенная скорость распространения детонационной волны характеризует химические свойства реагирующей смеси.

5. Какие функции выполняют элементы комбинированного двигателя – генератор сжатого воздуха и тяговый модуль.

6. В чем преимущества и недостатки схемы с использованием ПуДД в составе прямоточного двигателя по сравнению ПуДД в комбинации с ГСВ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результатом работы должно быть сравнение по максимальным значениям удельных параметров и диапазону числа Маха с ненулевой работой цикла всех рассмотренных конструкций.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Теория ракетных двигателей: Учебник для вузов / В. Е. Алемасов [и др.] – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
2. Теория авиационных двигателей: Учебник для вузов / Ю. Н. Нечаев [и др.] – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2006 г. – 448с.
3. Прикладная газовая динамика: Учебное руководство для втузов / Г. Н. Абрамович – М. : Наука, 1991. - 600 с.
4. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов/М. В. Добровольский – М. : Изд. МГТУ им.Н. Э. Баумана, 2016. – 461с.
5. Теория и расчет параметров термодинамического цикла детонационного двигателя. / Григорьев А. В. [и др.] / Вестник СГАУ. 2018. Т.17, №4. С.37 – 46.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	3
<u>ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 1</u> ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО ТУРБОПРЯМОТОЧНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	4
<u>ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 2</u> ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РАКЕТНО- ТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРНОЙ СХЕМЫ.....	14
<u>ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 3</u> ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РАКЕТНО- ТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПАРОГЕНЕРАТОРНОЙ СХЕМЫ.....	18
<u>ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 4</u> ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО РЕАКТИВНОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	22
<u>ЛАБОРАТОРНАЯ РАБОТА № 5</u> ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ С КАМЕРОЙ ТЯГОВОГО МОДУЛЯ ПудД.....	32
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	37
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	38

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

к выполнению лабораторных работ по дисциплине
«Проектирование комбинированных реактивных двигателей»
для студентов специальности 24.05.02 «Проектирование авиационных
и ракетных двигателей» очной формы обучения

Составитель
Митрофанов Валерий Александрович

Издается в авторской редакции

Подписано к изданию 15.05.2023.
Уч.-изд. л. 2,1.

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»
394006 Воронеж, ул. 20-летия Октября, 84