

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ЦИКЛА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве методических указаний для обучающихся Самарского университета по основной образовательной программе высшего образования по направлениям подготовки 24.03.05 Двигатели летательных аппаратов, 13.03.03 Энергетическое машиностроение, 15.03.05 Конструкторско-технологическое обеспечение машиностроительных производств и по специальности 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей

Составители: *М.Ю. Орлов,*
О.В. Тремкина,
Е.В. Орлова

Самара
Издательство Самарского университета
2022

УДК 621.4(075)

ББК 39.55я7

Рецензент канд. техн. наук, доц. О. В. Батурин

Расчет идеального цикла газотурбинного двигателя: методические указания к выполнению курсовой работы / составители: *М.Ю. Орлов, О.В. Тремкина, Е.В. Орлова.* – Самара: Издательство Самарского университета, 2022. – 29 с.

В методических указаниях изложена методика написания курсовой работы по расчёту идеального цикла газотурбинного двигателя. Рассмотрены примеры расчёта и построения цикла в P-V и T-S координатах.

Предназначены для обучающихся по направлениям подготовки 24.03.05 Двигатели летательных аппаратов, 13.03.03 Энергетическое машиностроение 15.03.05 Конструкторско-технологическое обеспечение машиностроительных производств и по специальности 24.05.02 Проектирование авиационных и ракетных двигателей, а также может быть полезно слушателям курсов, аспирантам и специалистам, изучающим основы исследования циклов тепловых двигателей.

Подготовлены на кафедре теплотехники и тепловых двигателей.

УДК 621.4(075)

ББК 39.55я7

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
1. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	5
1.1. Устройство газотурбинного двигателя и его идеальный цикл	5
1.2. Алгоритм расчёта	8
2. ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	15
2.1. Содержание задания на курсовую работу	15
2.2. Пример расчёта идеального цикла газотурбинного двигателя и построения диаграмм	15
3. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОФОРМЛЕНИЮ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ.....	24
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	25
Приложение	26

ВВЕДЕНИЕ

Газотурбинный двигатель представляет собой тепловую машину, предназначенную для преобразования энергии от сгорания топлива в кинетическую энергию реактивной струи и/или в механическую работу на валу двигателя. Активно развиваясь с середины XX века, газотурбинные двигатели получили широкое распространение в авиации, морском флоте и энергетике.

В проектировании тепловых двигателей большую роль играют термодинамические циклы, расчёт которых позволяет определить параметры цикла в характерных точках, его работу, термический КПД цикла и т.д. Расчётные данные позволяют проследить изменение параметров в основных элементах ГТД: компрессоре, камере сгорания и турбине. Поэтому для будущего специалиста чрезвычайно важно уметь рассчитывать термодинамические циклы, из которых самыми простыми являются идеальные. При выполнении расчёта идеального цикла обучающийся приобретает знания в области основных термодинамических процессов, умения по повышению эффективности цикла при его реализации и овладевает основными расчётными методами.

Таким образом, основная цель выполнения курсовой работы – изучение студентами методики расчета и основным подходам к исследованию цикла ГТД. В данных методических указаниях приведена методика и пример расчёта цикла ГТД, пример построения цикла ГТД в PV и TS координатах, необходимые справочные данные.

1. ТЕОРЕТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

1.1. Устройство газотурбинного двигателя и его идеальный цикл

Турбореактивный двигатель состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства.

Входное устройство предназначено для подвода воздуха к компрессору двигателя. В условиях полёта в нём происходит его сжатие. Дальнейшее повышение давления воздуха происходит в компрессоре.

Одним из основных элементов турбореактивного двигателя является камера сгорания, в которой в процессе горения топлива выделяется тепло, идущее на нагрев смеси продуктов сгорания.

Турбина служит для привода компрессора, сопло – для создания реактивной тяги.

Конструктивная схема простейшего ГТД показана на рисунке 1.

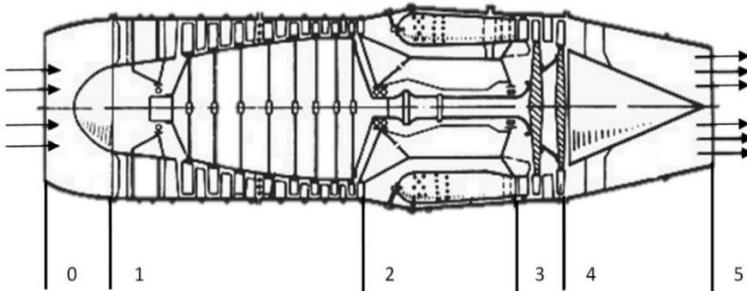


Рисунок 1 – Схема простейшего турбореактивного двигателя

0-1 – входное устройство (диффузор), 1-2 – компрессор,
2-3 – камера сгорания, 3-4 – турбина, 4-5 – сопло

Принцип работы турбореактивного двигателя заключается в следующем. В полете воздушный поток, набегающий на двигатель,

проходит через входное устройство в компрессор. Во входном устройстве происходит предварительное сжатие воздуха и частичное преобразование кинетической энергии движущегося воздушного потока в потенциальную энергию давления. Затем, в компрессоре воздух подвергается дополнительному, более значительному сжатию. Благодаря компрессору ГТД может создавать тягу без движения летательного аппарата. Сжатый во входном устройстве и компрессоре воздух поступает в камеру сгорания. В камере сгорания происходит образование топливоздушная смеси путем распыливания топлива через форсунки и смешения его с воздухом, горение смеси и нагрев продуктов сгорания. Образовавшийся в камере сгорания газовый поток, обладающий высокой температурой и давлением, направляется на турбину. Газы из камеры сгорания попадают на лопатки турбины, где кинетическая энергия газа преобразуется в механическую работу вращения турбины. Лопатки турбины, вращаясь вместе с дисками, вращают вал двигателя, обеспечивая работу компрессора. В рабочих лопатках турбины может происходить либо процесс преобразования кинетической энергии газа в механическую работу вращения турбины, либо еще и дальнейшее расширение газа с увеличением его скорости. В первом случае газовая турбина называется активной, во втором – реактивной. Во втором случае лопатки турбины, помимо активного воздействия набегающей газовой струи, испытывают и реактивное воздействие за счет ускорения газового потока.

Окончательное расширение газа происходит в выходном устройстве двигателя (реактивном сопле). Здесь давление газового потока уменьшается, а его скорость возрастает. Таким образом, потенциальная энергия топлива в двигателе преобразуется в кинетическую энергию в процессе расширения (в турбине и выходном сопле). Часть кинетической энергии при этом идет на вращение турбины, которая в свою очередь вращает компрессор, другая часть – на ускорение газового потока (на создание реактивной тяги).

Идеальный цикл турбореактивного двигателя выглядит, как показано на рисунке 2.

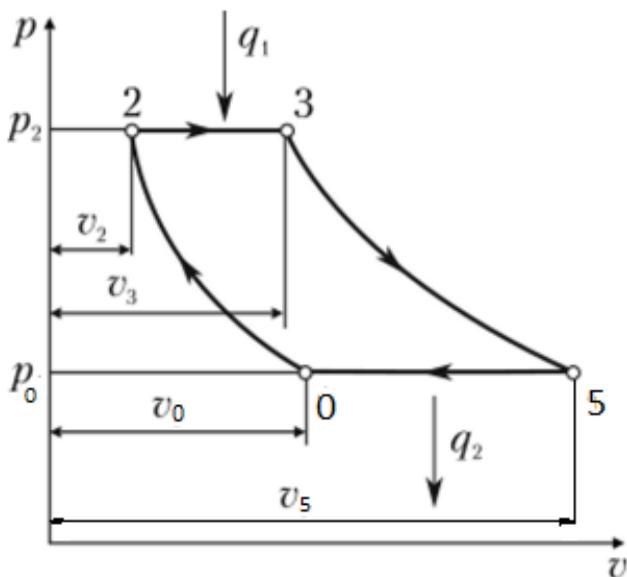


Рисунок 2 – Изображение идеального цикла ГТД

Идеальный цикл турбореактивного двигателя включает следующие процессы:

0-2 – адиабатное сжатие (в диффузоре входного устройства и компрессоре);

2-3 – подвод теплоты q_1 при постоянном давлении p_2 (горение топлива в камере сгорания);

3-5 – адиабатное расширение до давления p_0 (на турбине и в сопле);

5-0 – охлаждение рабочего тела при постоянном давлении p_0 (отвод теплоты q_2).

1.2. Алгоритм расчёта

1. Определение параметров рабочего тела.

Параметры рабочего тела определим с использованием метода последовательных приближений, так как для расчета коэффициента избытка воздуха α нужно знать значение π_{Σ} , а также значение показателя адиабаты k , зависящее от состава продуктов сгорания, т.е. опять же от значения α .

При первом приближении задаемся показателем адиабаты $k=1,33..1,38$ и значением теплоемкости воздуха c_p , соответствующей на заданной высоте.

Затем определим теоретически необходимое количество воздуха L_0 и низшую теплоту сгорания топлива H_u по формулам (1) и (2):

$$L_0 = \frac{1}{0,23} \left(\frac{8}{3} C + 8H - O \right), \text{кг}, \quad (1)$$

где C , H , O – содержание соответственно углерода, водорода и кислорода в массовых долях.

$$H_u = (339C + 1031H + 109O) \cdot 100, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}, \quad (2)$$

где C , H , O – содержание соответственно углерода, водорода и кислорода, %.

Давление за диффузором, на входе в компрессор, зависит от скорости полёта летательного аппарата. Степень повышения давления находится по формуле (3).

$$\pi_0 = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (3)$$

где M – скорость полета из задания.

Суммарная степень повышения давления за компрессором:

$$\pi_{\Sigma} = \pi_0 \cdot \pi_{\kappa}. \quad (4)$$

Для определения коэффициента избытка воздуха α , используем формулу (5):

$$\alpha = \frac{H_u}{L_0 C_p \left(T_3 - T_0 \pi_{\Sigma}^{\frac{k-1}{k}} \right)} - \frac{1}{L_0}. \quad (5)$$

Массовый состав продуктов сгорания находим из соотношений (6) – (9):

$$g_{CO_2} = \frac{\frac{11}{3} C}{1 + \alpha L_0}; \quad (6)$$

$$g_{H_2O} = \frac{9H}{1 + \alpha L_0}; \quad (7)$$

$$g_{N_2} = \frac{0,77\alpha L_0}{1 + \alpha L_0}; \quad (8)$$

$$g_{O_2} = \frac{0,23L_0(\alpha - 1)}{1 + \alpha L_0}. \quad (9)$$

Затем рассчитываем значения теплоемкостей, показателя адиабаты и газовой постоянной при температурах t_0 и t_3 и определяем среднюю теплоемкость по формуле (14).

Вначале определяем теплоёмкости при температуре t_0 °С по формулам (10) – (13).

для CO_2 : $C_{p1} = 0,8725 + 0,0002406t_0, \frac{Дж}{кг * К}; \quad (10)$

для H_2O : $C_{p2} = 1,833 + 0,0003111t_0, \frac{Дж}{кг * К}; \quad (11)$

для N_2 : $C_{p3} = 1,032 + 0,00008955t_0, \frac{Дж}{кг * К}; \quad (12)$

для O_2 : $C_{p4} = 0,919 + 0,0001065t_0, \frac{Дж}{кг * К}; \quad (13)$

$$C_{p_{t_0}} = (g_{CO_2} C_{p1} + g_{H_2O} C_{p2} + g_{N_2} C_{p3} + g_{O_2} C_{p4}) \cdot 1000, \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}. \quad (14)$$

Затем по формулам (10) – (14) выполняем аналогичные расчёты для температуры t_3 °С.

Средняя теплоёмкость вычисляется по формуле (15).

$$C_p = \frac{C_{p_{t_0}} + C_{p_{t_3}}}{2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}. \quad (15)$$

После этого находим удельные газовые постоянные компонентов рабочего тела, по формулам (16) – (19).

$$\text{для } CO_2: \quad R_{CO_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{CO_2}} = \frac{8314}{44}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; \quad (16)$$

$$\text{для } H_2O: \quad R_{H_2O} = \frac{R_\mu}{\mu_{H_2O}} = \frac{8314}{18}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; \quad (17)$$

$$\text{для } N_2: \quad R_{N_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{N_2}} = \frac{8314}{28}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; \quad (18)$$

$$\text{для } O_2: \quad R_{O_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{O_2}} = \frac{8314}{32}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}. \quad (19)$$

Рассчитываем удельную газовую постоянную рабочего тела по формуле (20).

$$R = g_{CO_2} R_{CO_2} + g_{H_2O} R_{H_2O} + g_{N_2} R_{N_2} + g_{O_2} R_{O_2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}. \quad (20)$$

Проводим оценку погрешности определения показателя адиабаты k , которым задались вначале расчёта по формулам (21) – (23).

$$C_v = C_p - R, \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}; \quad (21)$$

$$k_1 = \frac{C_p}{C_v}; \quad (22)$$

$$\Delta = \frac{k_1 - k}{k} \cdot 100\%. \quad (23)$$

Если рассчитанное значение показателя адиабаты отличается от того, которым мы задавались в начале, менее чем на 2%, то далее в расчётах мы используем расчётное значение. Если погрешность выше 2%, то расчёт до формулы (23), включая её проводится заново с использованием в качестве исходного полученное расчётное значения до тех пор, пока погрешность не будет укладываться в заданный диапазон.

2. Определение параметров состояния рабочего тела в характерных точках цикла, изменение внутренней энергии, энтальпии и энтропии в процессах.

Параметры состояния рабочего тела в начальной точке цикла соответствуют параметрам атмосферы на заданной высоте полёта. Давление за компрессором определяется по рассчитанному ранее значению суммарной степени повышения давления π_Σ . Удельный объем газа определяем из уравнения состояния, пользуясь значениями давлений и температур.

Параметры в точке 0

$$T_0, \text{ К}; P_0, \text{ Па (по заданию)}$$

$$v_0 = \frac{RT_0}{P_0}, \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}. \quad (24)$$

Параметры в точке 2

$$T_2 = T_0 \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}, \text{ К}; \quad (25)$$

$$P_2 = P_0 \pi_\Sigma^k, \text{ Па}; \quad (26)$$

$$v_2 = \frac{RT_2}{P_2}, \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}. \quad (27)$$

Параметры точки 3

$$T_3, \text{ К (по заданию)}$$

$$P_3 = P_2, Pa; \quad (28)$$

$$v_3 = \frac{RT_3}{P_3}, \frac{m^3}{kg}. \quad (29)$$

Параметры точки 5

$$T_5 = \frac{T_3}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}}, K; \quad (30)$$

$$P_5 = P_0, Pa; \quad (31)$$

$$v_5 = \frac{RT_5}{P_5}, \frac{m^3}{kg}. \quad (32)$$

Выполним расчёт изменения внутренней энергии, энтальпии и энтропии в процессах:

Процесс 0-2

$$\Delta u_{0-2} = C_v (T_2 - T_0), \frac{Дж}{кг}; \quad (33)$$

$$\Delta i_{0-2} = C_p (T_2 - T_0), \frac{Дж}{кг}; \quad (34)$$

$$\Delta s_{0-2} = 0. \quad (35)$$

Процесс 2-3

$$\Delta u_{2-3} = C_v (T_3 - T_2), \frac{Дж}{кг}; \quad (36)$$

$$\Delta i_{2-3} = C_p (T_3 - T_2), \frac{Дж}{кг}; \quad (37)$$

$$\Delta s_{2-3} = C_p \ln \frac{T_3}{T_2} - R \ln \frac{P_3}{P_2}, \frac{Дж}{кг}. \quad (38)$$

Процесс 3-5

$$\Delta u_{3-5} = C_v (T_5 - T_3), \frac{Дж}{кг}; \quad (39)$$

$$\Delta i_{3-5} = C_p (T_5 - T_3), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \quad (40)$$

$$\Delta s_{3-5} = 0. \quad (41)$$

Процесс 5-0

$$\Delta u_{5-0} = C_v (T_0 - T_5), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \quad (42)$$

$$\Delta i_{5-0} = C_p (T_0 - T_5), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \quad (43)$$

$$\Delta s_{5-0} = C_p \ln \frac{T_0}{T_5} - R \ln \frac{P_0}{P_5}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (44)$$

Расчет работы процессов и за цикл проводится по равенствам:

$-l_{0-2} = \Delta i_{0-2}$ – работа сжатия газа в диффузоре и компрессоре;

$l_{3-5} = \Delta i_{3-5}$ – работа газа в турбине и реактивном сопле;

$l_{ц} = \sum l_i$ – работа цикла.

Определим начальное значение энтропии, при нормальных условиях $T_n = 273\text{K}$, $v_n = \frac{RT_n}{P_n}$, $\text{м}^3/\text{кг}$ по формуле (45).

$$\Delta s_0 = C_v \ln \frac{T_0}{273} - R \ln \frac{v_0}{v_n}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (45)$$

Полученные значения всех параметров записываются в таблицы 1.1 и 1.2.

Таблица 1.1 – Параметры рабочего тела в точках цикла

	Р, Па	Т, К	v, м ³ /кг
0			
2			
3			
5			

Таблица 1.2 – Энергетические характеристики процессов цикла

	l, Дж/кг	Δu , Дж/кг	Δi , Дж/кг	Δs , Дж/кг
0-2				
2-3				
3-5				
5-0				

3. Определение работы цикла и термического КПД. Рассчитаем количества подведенной и отведенной теплоты по формулам (46) и (47).

$$q_1 = C_p (T_3 - T_2), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; \quad (46)$$

$$q_2 = C_p (T_0 - T_5), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (47)$$

Работа цикла определяется по формуле (48).

$$l_u = q_1 - |q_2|, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (48)$$

Термический КПД вычисляется по формуле (49).

$$\eta_t = \frac{l_u}{q_1} \cdot 100, \% . \quad (49)$$

4. Построение P-V и T-S диаграмм цикла

Следующим пунктом курсовой работы необходимо построить P-V и T-S диаграммы по точкам, полученным в главе 1.2 (таблицы 1.1 и 1.2).

2. ПРАКТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

2.1. Содержание задания на курсовую работу

Для выполнения курсового проекта студент получает задание, которое содержит следующие исходные данные:

- степень сжатия в компрессоре, π_k ;
- высота полета, h , км;
- скорость полета M ;
- состав топлива: C , H и O ;
- температура перед турбиной: T , К.

На основании значения высоты полёта, используя справочную литературу, студент заполняет таблицу 2.1, содержащую параметры атмосферы, которые ей соответствуют.

Таблица 2.1 – Параметры атмосферы, соответствующие высоте полёта летательного аппарата

Высота h , км	Температура T_n , К	Давление p_n , Па	Плотность ρ , кг/м ³

2.2. Пример расчёта идеального цикла газотурбинного двигателя и построения диаграмм

Задание. Рассчитать идеальный цикл ГТД при полете с числом Маха M по заданной высоте H при температуре T_3 газа перед турбиной.

Исходные данные приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2 – Исходные данные для расчёта

Наименование и обозначение		Размерность	Значение
Степень повышения давления в компрессоре, π_k		-	6
Высота полета, Н		м	1000
Число Маха, М		-	0,7
Состав топлива в виде массовых долей компонентов	С	%	0,82
	Н	%	0,15
	О	%	0,03
Температура перед турбиной, T_3		К	1400

Массовую долю элементов (С и Н) в топливе определяем, используя молярную массу смеси (топлива):

$$g_{\text{элемента}} = \frac{M_{\text{элемента}}}{M_{\text{смеси}}}.$$

Предварительно выберем показатель адиабаты $k=1,36$ и найдем значение теплоемкости воздуха c_p , по таблице П2.

Определим теоретически необходимое количество воздуха L_0 и низшую теплоту сгорания топлива H_u по формулам (1) и (2):

$$L_0 = \frac{1}{0,23} \left(\frac{8}{3} C + 8H - O \right) = 14,594 \text{ кг}.$$

$$H_u = (339C + 1031H + 109O) \cdot 100 = 43590 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}.$$

Давление за диффузором, на входе в компрессор, зависит от скорости полёта ЛА. Степень повышения давления находится по формуле (3).

$$\pi_o = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} = 1,376.$$

Суммарная степень повышения давления за компрессором по формуле (4).

$$\pi_{\Sigma} = \pi_{\partial} \cdot \pi_{\kappa} = 8,257.$$

Для определения коэффициента избытка воздуха α , используем формулу (5).

T_0 определяем по таблицы П2 состава атмосферы.

$$\alpha = \frac{H_u}{L_0 C_p \left(T_3 - T_0 \pi_c^{\frac{k-1}{k}} \right)} - \frac{1}{L_0} = 3,292.$$

Массовый состав продуктов сгорания находим из соотношений (6) – (9):

$$g_{CO_2} = \frac{\frac{11}{3}C}{1 + \alpha L_0} = 0,06;$$

$$g_{H_2O} = \frac{9H}{1 + \alpha L_0} = 0,027;$$

$$g_{N_2} = \frac{0,77\alpha L_0}{1 + \alpha L_0} = 0,755;$$

$$g_{O_2} = \frac{0,23L_0(\alpha - 1)}{1 + \alpha L_0} = 0,158.$$

Выполним проверку:

$$g = g_{CO_2} + g_{H_2O} + g_{N_2} + g_{O_2} = 1.$$

Затем рассчитываем значения теплоемкостей, показателя адиабаты и газовой постоянной при температурах t_0 и t_3 и определяем среднюю теплоемкость по формуле (14).

Вначале определяем теплоёмкости при температуре $t_0 = 8,7$ °C (таблица П2) по формулам (10) – (13).

$$\text{Для } CO_2: \quad C_{p1} = 0,8725 + 0,0002406t_0 = 0,875 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{H}_2\text{O:} \quad C_{p2} = 1,833 + 0,0003111t_0 = 1,836 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{N}_2: \quad C_{p3} = 1,032 + 0,00008955t_0 = 1,033 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{O}_2: \quad C_{p4} = 0,919 + 0,0001065t_0 = 0,920 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

$$C_{pT_0} = (g_{\text{CO}_2} C_{p1} + g_{\text{H}_2\text{O}} C_{p2} + g_{\text{N}_2} C_{p3} + g_{\text{O}_2} C_{p4}) \cdot 1000 = 1027 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Затем по формулам (10) – (14) выполняем аналогичные расчёты для температуры $t_3 = 1127^\circ\text{C}$.

$$\text{Для } \text{CO}_2: \quad C_{p1} = 0,8725 + 0,0002406t_3 = 1,144 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{H}_2\text{O:} \quad C_{p2} = 1,833 + 0,0003111t_3 = 2,184 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{N}_2: \quad C_{p3} = 1,032 + 0,00008955t_3 = 1,133 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{O}_2: \quad C_{p4} = 0,919 + 0,0001065t_3 = 1,039 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

$$C_{pT_0} = (g_{\text{CO}_2} C_{p1} + g_{\text{H}_2\text{O}} C_{p2} + g_{\text{N}_2} C_{p3} + g_{\text{O}_2} C_{p4}) \cdot 1000 = 1147 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Средняя теплоёмкость вычисляется по формуле (15).

$$C_p = \frac{C_{pT_0} + C_{pT_3}}{2} = 1087 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

После этого находим удельные газовые постоянные компонентов рабочего тела, по формулам (16) – (19).

$$\text{Для } \text{CO}_2: \quad R_{\text{CO}_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{\text{CO}_2}} = \frac{8314}{44} = 188,955 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{H}_2\text{O:} \quad R_{\text{H}_2\text{O}} = \frac{R_\mu}{\mu_{\text{H}_2\text{O}}} = \frac{8314}{18} = 461,889 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{N}_2: \quad R_{\text{N}_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{\text{N}_2}} = \frac{8314}{28} = 296,929 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$\text{для } \text{O}_2: \quad R_{\text{O}_2} = \frac{R_\mu}{\mu_{\text{O}_2}} = \frac{8314}{32} = 259,813 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Рассчитываем удельную газовую постоянную рабочего тела по формуле (20).

$$R = g_{\text{CO}_2} R_{\text{CO}_2} + g_{\text{H}_2\text{O}} R_{\text{H}_2\text{O}} + g_{\text{N}_2} R_{\text{N}_2} + g_{\text{O}_2} R_{\text{O}_2} = 289,015 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Проводим оценку погрешности определения показателя адиабаты k , которым задались вначале расчёта по формулам (21) – (23).

$$C_v = C_p - R = 798,045 \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}};$$

$$k_1 = \frac{C_p}{C_v} = 1,362;$$

$$\Delta = \frac{k_1 - k}{k} \cdot 100\% = 0,16\% .$$

Рассчитанное значение показателя адиабаты отличается от заданного менее чем на 2%, следовательно, можем продолжать расчёт.

Параметры состояния рабочего тела в начальной точке цикла соответствуют параметрам атмосферы на заданной высоте полёта. Давление за компрессором определяется по рассчитанному ранее значению суммарной степени повышения давления π_c . Удельный объем газа определяем из уравнения состояния, пользуясь значениями давлений и температур.

Параметры в точке 0

$$T_0 = 281,7 \text{ К}; P_0 = 101300 \text{ Па (по заданию)}$$

$$v_0 = \frac{RT_0}{P_0} = 0,804 \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}$$

Параметры в точке 2

$$T_2 = T_0 \pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}} = 492,58 \text{ К};$$

$$P_2 = P_0 \pi_\Sigma = 836700 \text{ Па};$$

$$v_2 = \frac{RT_2}{P_2} = 0,17 \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}$$

Параметры точки 3

$$T_3 = 1400 \text{ К (по заданию)}$$

$$P_3 = P_2 = 836700 \text{ Па};$$

$$v_3 = \frac{RT_3}{P_3} = 0,484 \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}$$

Параметры точки 5

$$T_5 = \frac{T_3}{\pi_\Sigma^{\frac{k-1}{k}}} = 800,642 \text{ К};$$

$$P_5 = P_0 = 101300 \text{ Па};$$

$$v_5 = \frac{RT_5}{P_5} = 2,284 \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}$$

Выполним расчёт изменения внутренней энергии, энтальпии и энтропии в процессах:

Процесс 0-2

$$\Delta u_{0-2} = C_v (T_2 - T_0) = 168300 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta i_{0-2} = C_p (T_2 - T_0) = 229200 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta s_{0-2} = 0.$$

Процесс 2-3

$$\Delta u_{2-3} = C_v (T_3 - T_2) = 724200 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta i_{2-3} = C_p (T_3 - T_2) = 986400 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta s_{2-3} = C_p \ln \frac{T_3}{T_2} - R \ln \frac{P_3}{P_2} = 1136 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Процесс 3-5

$$\Delta u_{3-5} = C_v (T_5 - T_3) = -478300 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta i_{3-5} = C_p (T_5 - T_3) = -651500 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$\Delta s_{3-5} = 0.$$

Процесс 5-0

$$\Delta u_{5-0} = C_v (T_0 - T_5) = -414100 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

$$\Delta i_{5-0} = C_p (T_0 - T_5) = -564100 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

$$\Delta s_{5-0} = C_p \ln \frac{T_0}{T_5} - R \ln \frac{P_0}{P_5} = -1136 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Расчет работы процессов и за цикл проводится по равенствам:

$-l_{0-2} = \Delta i_{0-2}$ – работа сжатия газа в диффузоре и компрессоре;

$l_{3-5} = \Delta i_{3-5}$ – работа газа в турбине;

$l_{ц} = \sum l_i$ – работа цикла.

Заполняем таблицы 2.3 и 2.4.

Таблица 2.3 – Параметры рабочего тела в точках цикла

	P, Па	T, К	v, м ³ /кг
0	101300	281,7	0,804
2	836700	492,58	0,17
3	836700	1400	0,484
5	101300	800,642	2,284

Таблица 2.4 – Энергетические характеристики процессов цикла

	l, Дж/кг	Δu, Дж/кг	Δi, Дж/кг	Δs, Дж/кг
0-2	-229200	168300	229200	0
2-3	0	724200	986400	1136
3-5	651500	-478300	-651500	0
5-0	0	-414100	-564100	-1136

Рассчитаем количества подведенной и отведенной теплоты по формулам (46) и (47).

$$q_1 = C_p (T_3 - T_2) = 986400 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$q_2 = C_p (T_0 - T_5) = -564100 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Работа цикла определяется по формуле (48).

$$l_y = q_1 - |q_2| = 422300 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Термический КПД вычисляется по формуле (49).

$$\eta_t = \frac{l_y}{q_1} \cdot 100 \% = 42,8\% .$$

Построим P-V и T-S диаграммы по таблицам 2.3 и 2.4.

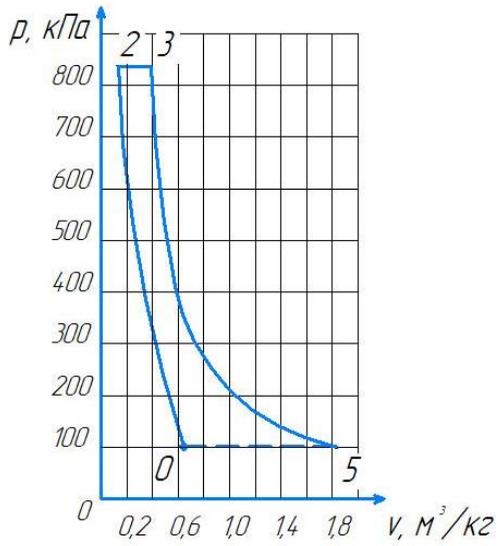


Рисунок 3 – Рабочая диаграмма цикла ГТД в p - v координатах

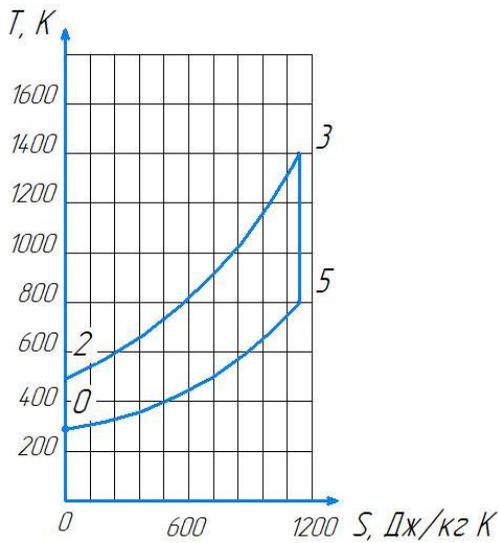


Рисунок 4 – Рабочая диаграмма цикла ГТД в T - s координатах

3. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОФОРМЛЕНИЮ ПОЯСНИТЕЛЬНОЙ ЗАПИСКИ

При оформлении пояснительной записки (ПЗ) следует руководствоваться стандартом Самарского университета.

В состав ПЗ входят:

- титульный лист;
- задание;
- реферат;
- содержание;
- перечень условных обозначений, символов, сокращений единиц и терминов;
- введение;
- основная часть;
- заключение;
- список использованных источников;
- приложения.

Текст ПЗ выполняется на бумаге формата А4 (297х210). Реферат должен содержать сведения об объеме, количестве иллюстраций и таблиц, об использованных источниках, перечень ключевых слов, текст. Ключевые слова характеризуют содержание реферируемой ПЗ (не более 15 слов в именительном падеже). В основной части ПЗ отражаются основные этапы проведенной работы. Текст ПЗ подразделяется на разделы и подразделы со своей порядковой нумерацией. Графики должны иметь координаты с нанесенными масштабными цифрами. Формулы в ПЗ следует нумеровать, номер заключается в круглые скобки. Ссылки на источники помещают в прямые скобки. В заключение подводится итог проведенной работы, делаются выводы, предложения. В конце ПЗ приводится список использованных источников.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Белозерцев, В.Н. Теплотехника: методические указания / В.Н. Белозерцев, В.В. Бирюк, А.П. Толстоногов. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2012. – 20 с.
2. Белозерцев, В.Н. Курс лекций по дисциплине «Термодинамика»: методические указания / В.Н. Белозерцев. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2013. – 77 с.
3. Иноземцев, А.А. Газотурбинные двигатели / А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1203 с.
4. Кудинов, В.А. Техническая термодинамика: учебное пособие для вузов / В.А. Кудинов, Э.М. Карташов. – М.: Высш. шк., 2000. – 261 с.
5. Мухачев, Г.Н. Термодинамика и теплопередача / Г.Н. Мухачев, В.К. Щукин. – М.: Высш. шк., 1991. – 480 с.

Приложение

Таблица III – Варианты заданий для выполнения курсовой работы

Вариант	Степень повышения давления в компрессоре, π_k	Высота полета, Н, м	Число Маха, М	Используемый керосин	Температура перед турбиной, T_3 , К
1	7	1000	0,6	T-1	1400
2	7,5	2000	0,7	T-1	1650
3	8	3000	0,8	ТС-1	1200
4	8,5	4000	0,6	T-1	1450
5	9	5000	0,7	T-1	1700
6	9,5	6000	0,8	ТС-1	1450
7	10	7000	0,6	T-1	1550
8	10,5	8000	0,7	T-1	1600
9	11	9000	0,8	ТС-1	1300
10	11,5	10000	0,6	T-1	5500
11	12	11000	0,7	T-1	5000
12	12,5	12000	0,8	ТС-1	1700
13	13	1000	0,6	T-1	1350
14	13,5	2000	0,7	T-1	1600
15	14	3000	0,8	ТС-1	1250
16	14,5	4000	0,6	T-1	1600
17	15	5000	0,7	T-1	1300
18	15,5	6000	0,8	ТС-1	1400
19	16	7000	0,6	T-1	1500
20	16,5	8000	0,7	T-1	1250
21	17	9000	0,8	ТС-1	1650

Продолжение таблицы П1

22	17,5	10000	0,6	T-1	1350
23	18	11000	0,7	T-1	1250
24	18,5	12000	0,8	ТС-1	1550

Таблица П2 – Международная стандартная атмосфера

Н, м	T ₀ , К	$p_0, \frac{Н}{М^2}$	$C_p, \frac{Дж}{кг К}$	$\rho, \frac{кг}{М^3}$
0	288,2	101325	1005	1,225
1000	281,7	101325	1005	1,112
2000	275,2	79501	1005	1,007
3000	268,7	70121	1009	0,909
4000	262,7	61660	1009	0,819
5000	255,7	54048	1009	0,736
6000	249,2	47218	1009	0,660
7000	242,7	41105	1009	0,590
8000	236,2	35652	1013	0,526
9000	229,7	30800	1013	0,467
10000	223,3	26500	1013	0,414
11000	216,8	22700	1013	0,365
12000	216,7	19399	1013	0,312

Таблица П3 – Физико-химические свойства керосинов, применяемых для реактивных двигателей

Марка керосина	T	T-1	ТС-1	T-2	T-6	T-7
Химическая формула	СН _{1,96}	С _{7,2} Н _{13,3}	С _{1,02} Н _{1,99}	С _{1,1} Н _{2,1} 5	С _{6,8} Н ₁₃ 3	СН ₂
Теплота сгорания (низшая), кДж/кг, Н _ц	43000	43000	43130	43130	43130	43130

Таблица П4 – Состав атмосферы по высотам

Н, м	N ₂ , %	O ₂ , %	CO ₂ , %	H ₂ O, %
0	78,09	20,95	0,03	0,93
1000	78,01	20,87	0,11	1,01
2000	77,93	20,79	0,19	1,09
3000	77,85	20,71	0,27	1,17
4000	77,77	20,63	0,35	1,25
5000	77,69	20,55	0,43	1,33
6000	77,61	20,47	0,51	1,41
7000	77,53	20,39	0,59	1,49
8000	77,45	20,31	0,67	1,57
9000	77,37	20,23	0,75	1,65
10000	77,29	20,15	0,83	1,73
11000	77,21	20,03	0,91	1,81
12000	77,09	19,95	1,03	1,93

Методические материалы

**РАСЧЕТ ИДЕАЛЬНОГО ЦИКЛА
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Методические указания к выполнению курсовой работы

Составители:

***Орлов Михаил Юрьевич,
Тремкина Ольга Витальевна,
Орлова Екатерина Владимировна***

Редакционно-издательская обработка А.В. Ярославцевой

Подписано в печать 01.12.2022. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 2,0.

Тираж 25 экз. Заказ № . Арт. – 7(Р2МУ)/2022.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.