Расчётно-пояснительная записка к курсовой работе

«Расчет идеального цикла ГТД»

Самара 2010

# Задание

Рассчитать идеальный цикл ГТД тягой R при полёте с числом М за время τ (час) по заданной высоте Н при температуре Т3 газа перед турбиной. Исходные данные приведены в табл. 1, 2, 3, 4, 5. Масса воздуха G = 1 кг. Топливо – керосин Т-2 с начальной температурой TT = 300 K.

Таблица 1 – Исходные данные

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Высота полёта H, м | Число М | Время τ, ч | Температура Т3, К | Тяга R, Н |
| 10000 | 1,3 | 4 | 1350 | 4550 |

Таблица 2 – Данные МСА

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Н, м | Т0, К | p0, Н/м2 | кг/м3 | µ⋅105, Н⋅с/м3 |
| 10000 | 223,3 | 26500 | 0,414 | 1,45 |

Таблица 3 – Состав топлива

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Марка керосина | Химическая формула | Содержание серы и влаги, % | Плотность при 20ºС | Низшая удельная теплота сгорания топлива Нu, кДж/кг |
| Т-2 | С1,1H2,15 | 0,005 | 0,755 | 43130 |

Таблица 4 – Объёмный состав воздушной смеси

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Компонент | N2 | O2 | CO2 | H2O |
|  | 0,7729 | 0,2015 | 0,0083 | 0,0173 |

Таблица 5 – Молярная масса компонентов воздушной смеси

|  |  |
| --- | --- |
| Компонент |  кг/кмоль |
| N2 | 28 |
| O2 | 32 |
| CO2 | 44 |
| H2O | 18 |

**Реферат**

Определены следующие параметры, характеризующие воздух в точке 0 цикла ГТД: молекулярные массы, количество вещества, мольные и массовые доли, удельные газовые постоянные, изобарные и изохорные теплоёмкости компонентов воздуха, поступающего в диффузор, показатель адиабаты.

Рассчитано оптимальное значение степени сжатия воздуха в компрессоре, обеспечивающее максимально полезную работу цикла для заданного значения температуры Т3.

Вычислен коэффициент избытка воздуха α в камере сгорания.

Найдены значения масс, количества вещества, мольных и массовых долей компонентов рабочего тела, как смеси продуктов сгорания и избыточного воздуха. Рассчитано количество топлива, сгорающего в 1 кг воздуха. Определена масса рабочей смеси, удельная изобарная и изохорная теплоёмкости, газовая постоянная и показатель адиабаты, характеризующие смесь при температуре Т3. Результаты расчётов сведены в таблицы.

Рассчитаны параметры состояния в характерных и нескольких промежуточных точках идеализированного цикла ГТД, определены изменения внутренней энергии, энтальпии, энтропии, теплоты, удельные работы процессов и за цикл. Изображён идеальный цикл в p-v и T-S-координатах. Определены погрешности рассчитанных  и . Рассчитаны энергетические характеристики ГТД.

# Введение

Авиационный газотурбинный двигатель является сложной технической системой с высокими удельными параметрами. Конструкция доводилась до совершенства на основе большого объёма экспериментальных исследований, накопленной статистики. Технические достижения в области конструкции, материалов, технологии, различных методов повышения нагрузочной способности, усталостной прочности нашли в современном двигателе самое непосредственное воплощение. В мировой практике разработаны и освоены в производстве двигатели новых поколений, где в конструкцию привнесены качественные изменения, приведшие к существенному повышению удельных эксплуатационных параметров. Продолжающие находиться в эксплуатации и выпускаться, проверенные временем и доведённые на основе анализа результатов практического использования до высокого уровня совершенства ряд моделей ГТД сформировали большой объём практической информации.

Циклы ГТД подразделяются на две основные группы: с подводом тепла при *p* = const и с подводом тепла при *v* = const.

**1. Описание работы двигателя**

Принципиальная схема ГТД со сгоранием топлива при *p* = const показана на рисунке 1. Принцип его работы следующий: при полёте самолёта набегающий поток воздуха поступает в диффузор и там сжимается. Затем попадает в компрессор 2, где опять подвергается сжатию. Далее сжатый воздух поступает в камеру сгорания 3, где происходит сгорание топливно-воздушной смеси и, следовательно, осуществляется подвод тепла. Привод компрессора осуществляется от газовой турбины 4. Пройдя через газовую турбину, продукты сгорания расширяются в реактивном сопле до атмосферного давления, и, после истечения, изобарно охлаждаются в атмосфере. Поскольку адиабатно сжимаемый в компрессоре воздух и образовавшиеся продукты сгорания, расширяющиеся на лопатках турбины и в сопловом аппарате, имеют различный состав, параметры состояния рабочего тела в различных точках термодинамического цикла должны рассчитываться с учётом этой особенности. Расход воздуха на горение и количество продуктов сгорания определяются уравнениями химических реакций окисления элементов горючего с учётом содержания их в топливе.

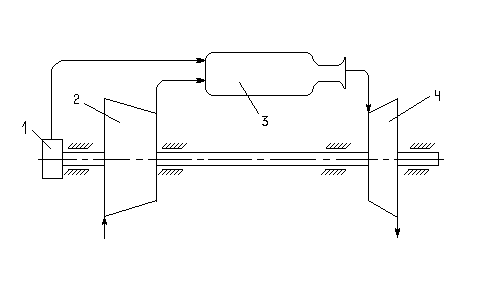


Рисунок 1 – Принципиальная схема ГТД с подводом тепла при   
p = const: 1 – топливный насос; 2 – компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – газовая турбина

**2. Расчёт состава рабочего тела**

# 

# 2.1 Предварительный расчёт состава воздуха

Расчёт количества вещества, массовых и мольных долей компонентов и теплоёмкостей производится для воздуха, потребляемого двигателем самолёта на высоте полёта Н=10000 м.

Рассчитаем массовые доли по формуле:



Обозначим  как  – молекулярная масса смеси:



Тогда:









Рассчитаем количество вещества:











Найдём удельную газовую постоянную для каждого компонента по формуле:

 (3),

где *R*=8,314 









Удельные изобарные теплоёмкости компонентов:









Удельные изохорные теплоёмкости компонентов найдём по формуле:

 (4)









Для газовой смеси определим удельную изобарную теплоёмкость:



И удельную изохорную теплоёмкость:



Показатель адиабаты:



Удельную газовую постоянную:



**2.2 Определение оптимальной степени сжатия в компрессоре ГТД**

Для заданного числа М полёта оптимальное значение можно получить аналитически из условия, что при его значении полезная работа цикла ГТД наибольшая. Решение сводится к отысканию максимума функции .

Этот максимум в идеальном цикле достигается при значении

 (5).

Подставив исходные и рассчитанные в разделе 1.1 значения в формулу (5), получим:



**2.3 Определение коэффициента избытка воздуха**

Основано на обеспечении заданной температуры перед турбиной.

Для расчёта примем соотношение  для данного вида топлива :



Для топлива керосин Т-2 с химической формулой :



Коэффициент избытка воздуха определяется по формуле:

 (6), где:





Тогда:



**2.4 Расчёт состава продуктов сгорания и рабочей смеси**

## Массы продуктов сгорания:









## Количества вещества продуктов сгорания:









Мольные доли компонентов:

 (7)











Массовые доли компонентов:

 (8)











Количество топлива, сгорающего в 1 кг воздуха:



Масса рабочей смеси:



Удельные теплоёмкости рабочей смеси:





Газовая постоянная:



Показатель адиабаты:



Результаты расчётов сведём в таблицы 6 и 7.

Таблица 6 – Состав рабочего тела цикла ГТД

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Характеристика | | | Компонент | | | |
| N2 | O2 | CO2 | H2O |
|  | | | 0,297 | 0,260 | 0,189 | 0,462 |
|  | | Воздух | 1,039 | 0,915 | 0,815 | 1,859 |
|  | | Воздух | 0,742 | 0,655 | 0,626 | 1,397 |
|  | | | 28 | 32 | 44 | 18 |
| *G*, кг | Воздух | | 0,752 | 0,224 | 0,013 | 0,011 |
| Пр. сгор. | | 0,752 | 0,2116 | 0,0244 | 0,0133 |
| *M*, кмоль | Воздух | | 0,0268 | 0,007 | 0,000295 | 0,00061 |
| Пр. сгор. | | 0,027 | 0,0066 | 0,000555 | 0,000642 |
| *g* | Воздух | | 0,752 | 0,224 | 0,013 | 0,011 |
| Пр. сгор. | | 0,751 | 0,2113 | 0,0244 | 0,0133 |
| *r* | Воздух | | 0,7729 | 0,2015 | 0,0083 | 0,0173 |
| Пр. сгор. | | 0,7759 | 0,1896 | 0,0159 | 0,0184 |

Таблица 7 – Характеристики рабочего тела в цикле ГТД

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Рабочее тело | Характеристика | | | | |
|  |  |  |  | *G*, кг |
| Воздух | 1,015 | 0,727 | 0,288 | 1,396 | 1 |
| Продукты сгорания | 1,018 | 0,729 | 0,289 | 1,396 | 1,0013 |

# 

# 3. Расчет основных параметров состояния рабочего тела в узловых точках цикла ГТД

# 

## Прежде чем перейти к расчёту основных термодинамических параметров состояния рабочего тела в узловых точках цикла ГТД, рассчитаем плотность воздуха, поступающего в диффузор, при известных p0, R и Т0:



## Точка 1. Процесс 0–1 – адиабатное сжатие воздуха в диффузоре:









## Точка 2. Процесс 1–2 – адиабатное сжатие воздуха в компрессоре:







## Точка 3. Процесс 2–3 – изобарный подвод тепла в камере сгорания:

, – степень повышения температуры





## Точка 4. Процесс 3–4 – адиабатное расширение продуктов сгорания в турбине:







Точка 5. Процесс 4–5 – адиабатное расширение в реактивном сопле ГТД до давления окружающей среды:





# 4. Расчет калорических величин цикла ГТД

**4.1 Определение изменений калорических величин в процессах цикла**

Внутренняя энергия в процессе:

 (9)















Энтальпия:

 (10)















Энтропия для изобарного процесса вычисляется по формуле:

 (11)









**4.2 Расчёт теплоты процессов и тепла за цикл**

Подводимую и отводимую удельные теплоты в изобарном процессе рассчитаем по формуле:

 (12)







Таким образом, .

Вычислим : .

## 

## 4.3 Расчёт работы процесса и работы за цикл

 – работа сжатия газа в диффузоре

 – работа сжатия газа в компрессоре

 – работа газа в турбине

 – работа реактивного сопла

Рассчитаем :



Результаты расчётов представлены в таблице 8.

Таблица 8 – Основные параметры состояния рабочего тела в узловых точках цикла, изменение калорических параметров в процессах и за весь цикл идеального ГТД

|  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Значения | Точки | | | | | | Для цикла |
| 0 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
|  | 0,265 | 0,736 | 5,89 | 5,89 | 2,94 | 0,265 | - |
|  | 2,427 | 1,17 | 0,265 | 0,66 | 1,084 | 6,053 | - |
|  | 223,3 | 299 | 542 | 1350 | 1107 | 557 | - |
| Значения | Процесс | | | | | | Для цикла |
| 0–1 | 1–2 | 2–3 | 3–4 | 4–5 | 5–0 |
|  | 55 | 177 | 589 | -177 | -401 | -243 | 0 |
|  | 77 | 247 | 822 | -247 | -560 | -339 | 0 |
|  | 0 | 0 | 0,9 | 0 | 0 | -0,9 | 0 |
|  | 0 | 0 | 822 | 0 | 0 | -339 | 483 |
|  | -77 | -247 | 0 | 247 | 560 | 0 | 483 |

## 5. Расчет параметров состояния рабочего тела в промежуточных точках процессов сжатия и расширения

**5.1 Расчёт для процессов, изображаемых в p-*v*-координатах**

Определение значений параметров p и *v* в промежуточных точках процессов 1–2, 3–4 и 4–5 позволяет построить достаточно точные графики. Поскольку процессы 1–2 и 3–4–5 адиабатные, то для любой пары точек на них справедливы соотношения:



Отсюда, задаваясь значениями параметров   и используя известные величины , найдём параметры промежуточных точек:















Значения точек сведём в таблицу 9.

Промежуточные точки процессов также, как и характерные, откладываем на графике p-*v* и через них проводим плавную кривую процесса.

**5.2 Расчёт для процессов, изображаемых в T-S-координатах**

Для построения цикла ГТД в T-S координатах необходимо интервалы изменения температур от до  и  до  разбить на три примерно равные части. Для значений температур процессов , , ,  вычисляем соответствующие изменения энтропии рабочего тела в процессах 2–3 и 0–5 по соотношениям:





Вычислим параметры промежуточных точек для построения графика цикла ГТД в T−S координатах:

















Значения полученных точек отразим в таблице 9.

Полученные изменения энтропии откладываем в принятом масштабе на T-S диаграмме и по выбранным значениям Т находим координаты промежуточных точек процесса, через которые проводим плавную кривую.

Таблица 9 – Параметры состояния рабочего тела в промежуточных точках процессов и изменение энтропии

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Параметр | Точки | | | | | | | | | |
| *a* | *b* | | *c* | *d* | | *e* | *f* | | *g* |
|  | 1,06 | 1,51 | | 2,42 | 4,50 | | 1,25 | 0,71 | | 0,47 |
|  | 0,9 | 0,7 | | 0,5 | 0,8 | | 2 | 3 | | 4 |
| Параметр | a′ | | b′ | | | c′ | | | d′ | |
| *T*, K | 811 | | 1081 | | | 446 | | | 335 | |
| Параметр | Процесс | | | | | | | | | |
| 2-a′ | | 2-b′ | | | 0-c′ | | | 0-d′ | |
|  | 0,410 | | 0,703 | | | 0,702 | | | 0,412 | |

**6. Расчет энергетических характеристик ГТД**

Вычислим скорости набегающего потока С0 и скорость истечения газа из реактивного сопла С5, а также удельную тягу двигателя Rуд, секундный расход воздуха Gвозд, массу двигателя Gдв, суммарную массу топлива , термический КПД  и термический КПД цикла Карно , действующего в том же интервале максимальной и минимальной температур.

Скорость набегающего потока:



Скорость истечения рабочего тела из сопла двигателя:



Удельная тяга двигателя:



Расход воздуха:



Масса двигателя:



Суммарная масса топлива за время полёта:



Термический коэффициент полезного действия ГТД:



Термический коэффициент полезного действия ГТД по циклу Карно:



Таблица 10 – Энергетические характеристики идеального ГТД

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
|  | |  | |  | | C0, м/с | | C5, м/с | |
| 8 | | 483 | | 18 | | 390 | | 1058 | |
|  | | | | | | | | | |
| Gдв, кг | , кг | |  | |  | | Gвозд, кг/с | | Rуд, м/с |
| 122,5 | 352,5 | | 59 | | 83 | | 6,80 | | 669 |

**Список использованных источников**

1. Мухачев Г.А., Щукин В.Е. Термодинамика и теплопередача. М.: Высшая школа, 1991 г. – 400 с.
2. Кирилин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. Техническая термодинамика. М: Энергоатомиздат, 1983 г. – 416 с.
3. Сборник задач по технической термодинамике и теплопередаче / Под редакцией Б.Н. Юдаева. М.: Высшая школа, 1968 г. – 372 с.
4. Требования к оформлению учебных текстовых документов: Метод. указания/ Сост. В.Н. Белозерцев, В.В. Бирюк, А.П. Толстоногов/ Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1988. – 29 с.
5. Белозерцев В.Н., Бирюк В.В., Толстоногов А.П. Методические указания по оформлению пояснительной записки к курсовой работе (проекту)/ Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1987. – 16 с.
6. Меркулов А.П. Техническая термодинамика: Конспект лекций/ Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. – 235 с.
7. Толстоногов А.П. Техническая термодинамика: Конспект лекций/ Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев, 1990. – 100 с.