



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)

Факультет «А» РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
Кафедра ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА
Дисциплина ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ

на тему:

**Моделирование газодинамических и тепловых процессов в ГТД
в среде пакетов САЕ-технологий**

(пояснительная записка)

Студент группы К631

подпись, дата

А.С. Акилов

Руководитель

подпись, дата

И.В. Тетерина

Оценка комиссии по защите курсовых проектов

подпись, дата

Санкт-Петербург, 2018

Реферат

Пояснительная записка 42 стр., 38 рис., CD диск с презентацией

САЕ-ТЕХНОЛОГИИ, КАМЕРА СГОРАНИЯ, ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ГОРЕНИЕ, ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНАЯ СМЕСЬ

В данной работе проводится моделирование газодинамических и тепловых процессов в ГТД в среде пакетов САЕ-технологий. Используются два программных пакета: ANSYS и FloEFD.

Исследуется процесс горения топливно-воздушной смеси с использованием модели камеры сгорания газотурбинного двигателя типа ТВЗ-117 на разных режимах работы. Построение геометрии, расчетной сетки и все вычисления проводятся в программном пакете ANSYS. Целью работы является расчет газодинамических параметров потока в камере сгорания.

Также проводится расчет теплового состояния конструкции малогабаритного газотурбинного двигателя типа КJ66 в программном пакете FloEFD. Целью работы является проведение этого расчета, анализ результатов, выбор деталей конструкции двигателя, которые можно заменить на элементы из термостойкого пластика, и проведение огневых испытаний двигателя с использованием этих элементов.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормативные ссылки	4
Определения, обозначения и сокращения	5
Введение	6
1 САЕ технологии	7
1.1 Пакет ANSYS	7
1.2 Пакет FloEFD	7
2 Моделирование процесса горения ТВС в КС ГТД типа ТВ3-117	9
2.1 Постановка задачи	9
2.2 Геометрия модели КС	9
2.3 Расчетная сетка	11
2.4 Выбор модели горения	13
2.5 Основные настройки решателя	15
2.6 Результаты	16
3 Расчет теплового состояния конструкции МГТД типа KJ66	23
3.1 Постановка задачи	23
3.2 Малогабаритный ГТД для БПЛА	23
3.3 Расчет теплового состояния конструкции	23
3.4 Усовершенствование конструкции МГТД	25
3.5 Испытания усовершенствованной конструкции МГТД	26
3.6 Результаты	26
Заключение	27
Список использованной литературы	28

Нормативные ссылки

Настоящая пояснительная записка составлена в соответствии со стандартом организации:

БГТУ.СМК-П-4.2-12 ПОЛОЖЕНИЕ ПО СОДЕРЖАНИЮ, ОФОРМЛЕНИЮ, ОРГАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЕНИЯ И ЗАЩИТЫ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ И КУРСОВЫХ РАБОТ

При выполнении курсового проекта и оформлении пояснительной записки руководствовались следующими стандартами:

ГОСТ 7.1—2003 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Библиографическая запись. Библиографическое описание. Общие требования и правила составления

ГОСТ 8.417—2002 Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы величин

ГОСТ 7.32—2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления

Определения, обозначения и сокращения

Перечень обозначений и сокращений, применяемых в данной
пояснительной записке

Обозначения

f	—	переменная смещения
G_t	—	массовый расход топлива
G_v	—	массовый расход воздуха
θ_i	—	искомый параметр
h	—	энтальпия

Сокращения

ВРД	—	воздушно-реактивный двигатель
ГТД	—	газотурбинный двигатель
КС	—	камера сгорания
ТВС	—	топливно-воздушная смесь
МГТД	—	малогабаритный газотурбинный двигатель

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время CAE-системы являются необходимым инструментом на любом производстве. С помощью CAE пакетов можно проводить расчеты и анализы различных систем, например: прочностные, термические и гидродинамические расчеты, кинематические исследования систем, моделирование различных процессов, а также оптимизацию этих процессов.

CAE системы широко распространены и их используют во многих отраслях производства, таких как машиностроение, аэрокосмическая промышленность, энергетика и во многих других.

В данной работе исследуется процесс горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя на разных режимах работы с помощью программного пакета ANSYS. Необходимо смоделировать подачу дизельного топлива, первичного и вторичного воздуха, а также воспламенение образовавшейся смеси. Задача решается в трехмерной постановке. Геометрия представляет собой модель камеры сгорания газотурбинного двигателя типа ТВЗ-117. В расчетах процессов горения топлива используется равновесная модель предварительно не перемешанных компонент.

Также в работе проводится расчет теплового состояния конструкции малогабаритного газотурбинного двигателя типа КJ66 в программном пакете FloEFD. Проанализировав результаты расчета, необходимо выбрать ряд деталей конструкции двигателя, которые можно было бы заменить на элементы из термостойкого пластика, а затем провести огневые испытания МГТД с использованием этих элементов.

1 САЕ технологии

САЕ технологии — это разнообразные программные продукты, позволяющие при помощи расчётных методов (метод конечных элементов, метод конечных разностей, метод конечных объёмов) оценить, как поведёт себя компьютерная модель изделия в реальных условиях эксплуатации. Данные системы помогают убедиться в работоспособности изделия, без привлечения больших затрат времени и средств.

С помощью САЕ пакетов можно проводить расчеты и анализы различных систем, например: прочностные, термические и гидродинамические расчеты, кинематические исследования систем, моделирование различных процессов, а также оптимизацию этих процессов.

САЕ системы широко распространены и их используют во многих отраслях производства, таких как машиностроение, аэрокосмическая промышленность, энергетика и во многих других.

В данной работе будет использован программный пакет ANSYS для моделирования горения топливно-воздушной смеси в объеме камеры сгорания ГТД типа ТВЗ-117 на разных режимах работы, а также пакет FloEFD для расчета теплового состояния конструкции МГТД типа КЖ66.

1.1 Пакет ANSYS

ANSYS - это конечно-элементная расчетная система, позволяющий решать задачи прочности, теплообмена, электромагнетизма и гидрогазодинамики как по отдельности, так и совместно, в связанной постановке.

Состоит пакет из 4 основных программных модулей:

- ANSYS Multiphysics - это основной программный продукт ANSYS, который включает расчетные возможности всех инженерных дисциплин;
- ANSYS Mechanical - прочностной и термический анализ;
- ANSYS Emag - электромагнитные расчёты;
- ANSYS Structural – прочностной анализ, включая геометрически и физически нелинейные задачи.

Базовая комплектация включает в себя геометрический редактор и сеточный генератор.

1.2 Пакет FloEFD

FloEFD - пакет для решения задач гидродинамики и теплообмена. В отличие от продуктов ANSYS имеет официальный русификатор и более удобный интерфейс.

Основные расчетные опции пакета:

- стационарный или нестационарный расчет;
- теплопроводность в жидкостях и твердых телах;
- радиационный теплообмен между телами;
- конвекция и естественная конвекция;
- вращение (турбины, насосы, вентиляторы);

Достоинства пакета:

- большой выбор моделей физических процессов;
- пополняемая пользователем библиотека физических свойств различных веществ;
- богатые возможности для демонстрации результатов расчетов;
- применимость в широком классе задач;
- интуитивно понятный интерфейс;
- простота в освоении.

При решении гидрогазодинамических задач нет необходимости в "ручном" построении геометрии описывающей область занимаемую жидкостью или газом, так как она определяется автоматически. Также относительно сеточных генераторов ANSYS в данном пакете достаточно просто построить расчетную сетку, при которой задачи при решении не будут "разваливаться" но и результаты таких расчетов будут некорректны.

Во FloEFD реализуется равновесная модель горения. Чтобы обеспечить возможность расчета предварительно перемешанных смесей введена модификация равновесной модели с ограничением скорости образования равновесных продуктов сгорания. Для этого, вводится условная необратимая реакция и дополнительное уравнение переноса продуктов этой реакции.

2 Моделирование процесса горения ТВС в КС ГТД типа ТВЗ-117

2.1 Постановка задачи

Проводится моделирование горения топливно-воздушной смеси в объеме камеры сгорания ГТД типа ТВЗ-117 на разных режимах работы средствами программного пакета ANSYS. Рассматривается взлетный режим, крейсерский режим и режим малого газа. В качестве подаваемого горючего используется дизель, в роли окислителя выступает атмосферный воздух. В качестве результатов необходимо получить поле скорости, давления и температуры в продольном сечении моделируемой камеры сгорания и на выходе из неё. Все необходимые данные для расчета и задания начальных и граничных условий были взяты из технической документации ГТД ТВЗ-117.

2.2 Геометрия модели КС

В качестве геометрии для рассматриваемой задачи была смоделирована и построена в геометрическом построителе DesignModeler камера сгорания, за основу которой была взята КС ГТД ТВЗ-117.

На первом этапе построения было необходимо построить сечение моделируемой камеры сгорания. Для этого была использована фотография чертежа сечения камеры сгорания ГТД ТВЗ-117.

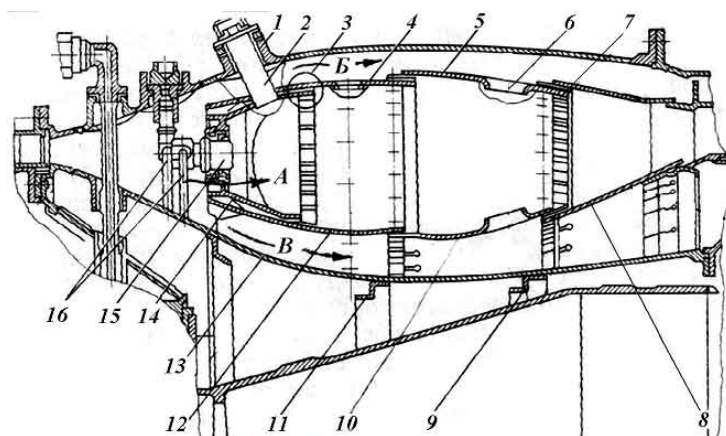


Рис. 2.15 Конструкция камеры сгорания:

1–фланец свечи; 2–свеча зажигания; 3,7–гофры; 4–наружная секция обтекателя; 5–жаровая труба; 6–наружная секция смесителя; 8–опорная секция; 9,11–бандажные кольца; 10–внутренняя секция смесителя; 12–внутренняя секция обтекателя; 13–секция внутреннего диффузора; 14–внутренний обтекатель с завихрителями; 15–форсунка; 16–

Рисунок 2.1 – Сечение КС ГТД ТВЗ-117

Было произведено разбиение всех образующих линий (корпуса и жаровой трубы) на множество точек, которые впоследствии, путем измерения их координат, были с учетом масштаба построены в геометрическом построителе DesignModeler. Затем все точки были соединены плавными линиями.

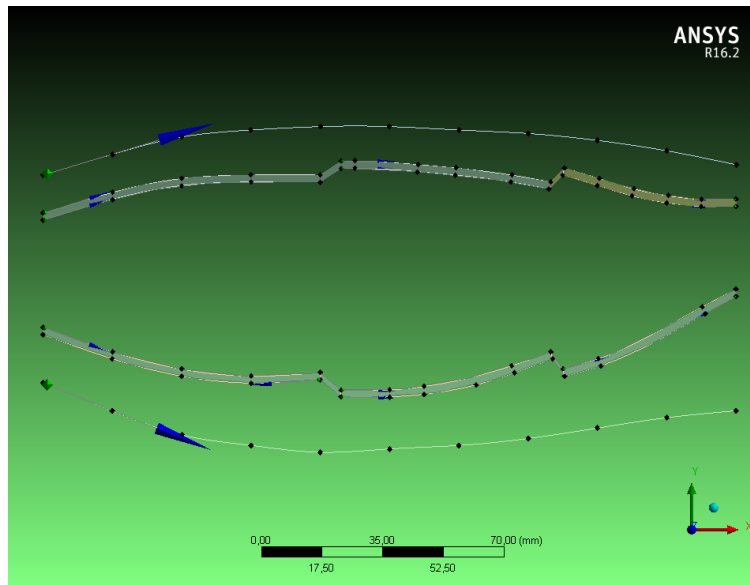


Рисунок 2.2 – Сечение моделируемой КС

На следующем этапе с помощью функции "вращения" из сечения моделируемой КС была построена объемная модель. В качестве оси вращения была выбрана ось, на которой в реальном двигателе располагается вал турбокомпрессора. Затем по периметру получившейся жаровой трубы были проделаны отверстия для доступа вторичного потока воздуха в зону горения. Также на входе в КС были построены окружности, моделирующие отверстия для подачи горючего и потока первичного воздуха.

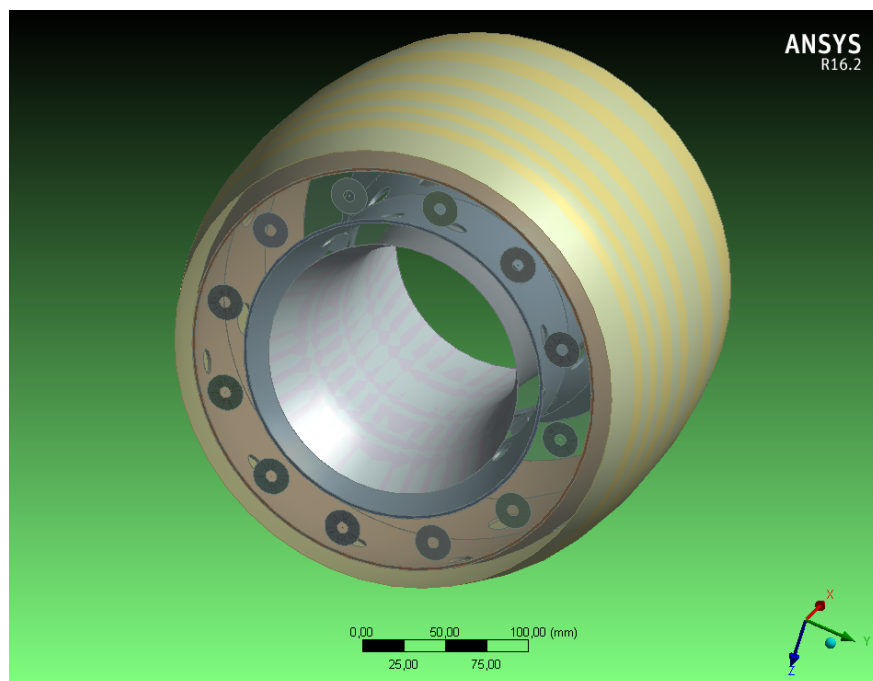


Рисунок 2.3 – Готовая модель КС

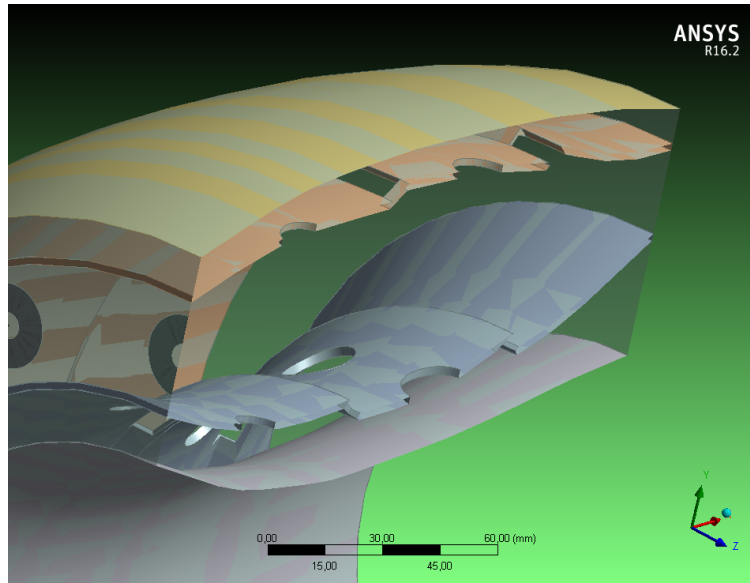


Рисунок 2.4 – Разрез готовой модели КС

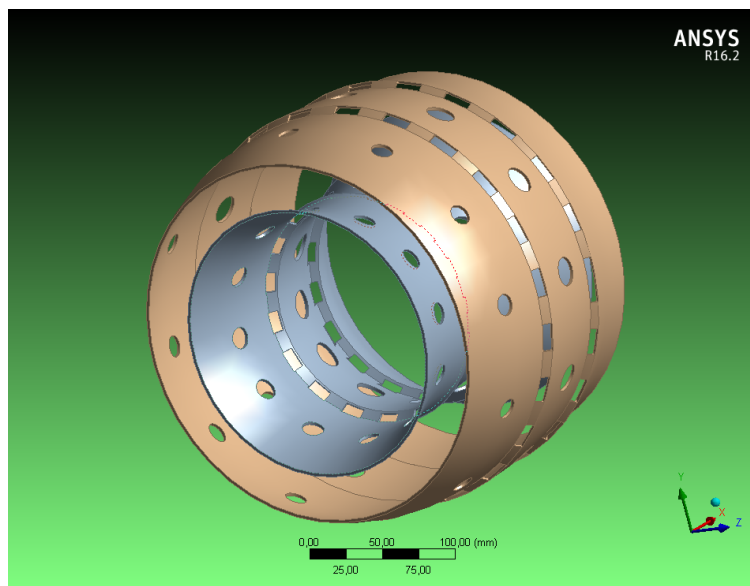


Рисунок 2.5 – Внутренний и наружный корпус жаровой трубы готовой модели КС

2.3 Расчетная сетка

Основной задачей при построении расчетной сетки являлось достижение наличия оптимального количества ячеек. Слишком большое количество элементов может многократно увеличить время расчета полей давления, скоростей и температур, а использование малого количества приведет к неточному результату. Также, для того чтобы избежать несходимости решения при расчетах, необходимо добиться предельно допустимого критерия качества элементов. Основными критериями для ячеек являются

"Skewness" (определяет, насколько форма элемента далека от идеальной) и "Orthogonal quality" (отвечает за качество ортогональности ячеек).

Расчетная сетка генерировалась в модуле программного пакета ANSYS - Mesh. Первоначальный вариант был построен автоматически, без изменения глобальных параметров. При этом была сгенерирована сетка с относительно маленьким количеством ячеек (70682 элемента) и с неудовлетворительными критериями качества (max skewness - 1; min orthogonal quality - 0,0025). Наихудшим качеством обладали элементы в областях спайки частей жаровой трубы. С целью увеличения количества ячеек и улучшения их качества были предприняты следующие действия:

- параметр "Relevance" отвечающий за разрешающую способность сетки, был увеличен с 0 до 100, что способствует генерации сетки с наибольшей плотностью ячеек;

- для контроля минимального и максимального характерного размера сеточных элементов и для регулировки количества слоев ячеек в зазорах между геометрическими элементами в опции "Use Advanced Size Function" был выставлен режим "Curvature and Proximity" ;

- с помощью функции "Sizing" локально (в местах спайки частей жаровой трубы) был уменьшен характерный размер элементов.

Конечный вариант расчетной сетки имеет порядка 6 миллионов ячеек и удовлетворительное качество элементов (max skewness - 0,95; min orthogonal quality - 0,338).



Рисунок 2.6 – Расчетная сетка

2.4 Выбор модели горения

Так как предварительное смешение компонентов топлива и окислителя отсутствует, была выбрана равновесная модель предварительно не перемешанных компонент - Non-Premixed Equilibrium Model. Она основана на использовании понятия переменной смешения и применима для расчета диффузионного турбулентного пламени. Модель основана на предположении, что реакции ограничены лишь процессом смешения компонентов.

Переменная смешения f используется для характеристики диффузионных пламен и представляет собой отношение массового расхода горючего компонента к суммарному массовому расходу компонентов горючего и окислителя. На входной границе горючего компонента $f=1$, на входной границе окислителя $f=0$, а в других областях переменная смешения показывает, какую долю в точке пространства занимает поток горючего компонента.

$$f = \frac{G_t}{G_t + G_v}$$

При построении такой равновесной модели вводится ряд допущений и условий, в рамках которых она может быть использована. К ним относятся:

- потоки горючего и окислителя подаются отдельно в камеру сгорания;
- равенство коэффициентов диффузии (это условие является приемлемым для турбулентных потоков);
- число Льюиса равно единице. В рамках данного допущения интенсивности переноса массы примеси диффузией и переноса теплоты теплопроводностью одного порядка;
- низкие числа Маха.

В рамках принятых допущений уравнения переноса компонентов можно свести к единственному уравнению относительно сохраняющейся скалярной величины - переменной смешения f . В этом уравнении отсутствуют нелинейные источниковые члены, т.к. переменная смешения по своему определению привязана не к компонентам (CO , CO_2 и т.д.), а к атомам веществ (C , H , O и т.д.). И поскольку при химических реакциях меняются массы веществ, а атомы остаются неизменными, то и переменная смешения является скалярной величиной без источника.

Уравнение переноса, осредненное по Фавру, имеет вид:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right)$$

где μ_t - турбулентная вязкость, σ_t - турбулентное число Прандтля.

В рамках данной модели все массовые доли компонент, плотность и температура являются функциями только переменной смешения, т.е.

$$\theta_i = \theta_i(f)$$

В случае, когда рассматривается не адиабатный процесс, искомые параметры будут зависеть еще и от энтальпии h :

$$\theta_i = \theta_i(f, h)$$

Рассматривая турбулентные течения, необходимо учитывать, что любая скалярная величина претерпевает некоторые флуктуации, которые могут приводить к значительным колебаниям значений искомых параметров, например, приводить к значениям температуры выше энергии активации. Поэтому при моделировании горения необходимо учитывать турбулентно-химическое взаимодействие. В данной модели это взаимодействие учитывается статистическим образом при помощи функции плотности вероятности. В пакете имеется две ее разновидности: β -функция и двойная δ - функция Дирака. Они зависят от значений своих матожидания и дисперсии. Наиболее часто при описании флуктуаций турбулентности встречается β -функция. Уравнение переноса дисперсии переменной смешения:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{f'^2}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \overline{f'^2}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \overline{f'^2} \right) + C_g \mu_t (\nabla \bar{f})^2 - C_d \rho \frac{\varepsilon}{\kappa} \overline{f'^2}$$

где $C_g=2.86$, $C_d=2.0$.

В качестве искомого решения используется осредненное значение параметра, которое получается следующим образом: из термодинамического расчета (без кинетики) определяются зависимости параметров равновесия (массовые доли и концентрации компонент, температура и др.) от параметра смешения, затем используя известную (заданную) функцию плотности вероятности $P(f)=P(\bar{f}, \overline{f'^2})$, интегрируем и получаем осредненную величину параметра:

$$\bar{\theta}_i = \int P(f) \theta_i(f) df$$

К недостаткам данной равновесной модели горения предварительно не перемешанных компонент следует отнести отсутствие учета кинетики процесса, т.е. она не позволяет моделировать неравновесные процессы.

2.5 Основные настройки решателя

Моделирование горения топливно-воздушной смеси, с использованием полученной расчетной сетки, проводилось в модуле ANSYS - Fluent. В качестве горючего был выбран дизель, в качестве окислителя атмосферный воздух. Все процессы моделировались с учетом силы тяжести.

Для решения данной задачи был выбран решатель "Pressure-based". Он наиболее оптимален в данной постановке, так как в моделируемой камере сгорания будут фигурировать только дозвуковые потоки несжимаемой жидкости.

По умолчанию во Fluent используется всего два основных дифференциальных уравнения: уравнение неразрывности и уравнение сохранения импульса:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F}$$

Для решения поставленной задачи необходимо подключить различные модели, которые добавят в основную систему другие не менее важные уравнения. Были подключены следующие модели:

- модель "Energy", которая добавляет уравнение энергии, необходимое для определения теплового состояния системы:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right)$$

- модель турбулентности "SST k- ω ", которая добавляет уравнение для расчета кинетической энергии турбулентности k и уравнение для расчета удельной скорости диссипации кинетической энергии ω , необходимые для разрешения вихревых зон течения:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega$$

- модель горения "Non-Premixed Combustion", которая необходима для расчета процесса горения предварительно не перемешанной горючей смеси, добавляет уравнение переноса, осредненное по Фавру, и уравнение переноса дисперсии переменной смешения:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}^2) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \bar{f}^2) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f}^2 \right) + C_g \mu_t (\nabla \bar{f})^2 - C_d \rho \frac{\varepsilon}{\kappa} \bar{f}^2$$

- модель "Discrete Phase", которая добавляет уравнение движения частиц распыленного горючего и уравнение теплопередачи частиц, необходимые для моделирования впрыска капель жидкого горючего и их испарения:

$$\frac{d\vec{u}_p}{dt} = \frac{\vec{u} - \vec{u}_p}{\tau_r} + \frac{\vec{g}(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + \vec{F}$$

$$m_p c_p \frac{dT_p}{dt} = h A_p (T_\infty - T_p) - \frac{dm_p}{dt} h_{fg} + A_p \varepsilon_p \sigma (\Theta_R^4 - T_p^4)$$

Далее были заданы температура и давление для подаваемых компонентов. В ГТД ТВЗ-117, в зависимости от режима работы, прошедший через компрессор атмосферный воздух в среднем имеет: при взлетном режиме $T = 473K$ и $P = 9.9$; при крейсерском режиме $T = 473K$ и $P = 8$; при режиме малого газа $T = 373K$ и $P = 5$. Топливо во всех случаях подавалось при температуре $T = 320K$.

На следующем этапе был проведен расчет массовых расходов первичного воздуха, вторичного воздуха и топлива на разных режимах. Были заданы следующие расходы: при взлетном режиме $G_f = 0.128\text{кг/с}$, $G_1 = 1,85\text{кг/с}$ и $G_2 = 6,9\text{кг/с}$; при крейсерском режиме $G_f = 0.1\text{кг/с}$, $G_1 = 1,5\text{кг/с}$ и $G_2 = 5,6\text{кг/с}$; при режиме малого газа $G_f = 0.0458\text{кг/с}$, $G_1 = 0,67\text{кг/с}$ и $G_2 = 2,3\text{кг/с}$.

2.6 Результаты

После задания всех начальных условий, был запущен итерационный расчет для каждого режима. Для каждого случая было произведено 5000 итераций. В результате были получены поля температур, скоростей и давления для трех режимов. Также для взлетного режима были построены линии тока в продольном сечении КС.

Ввиду того, что величины расходов топлива и воздуха в рассматриваемых случаях пропорциональны, поля температур и скоростей получились практически идентичны. Основным и решающим отличием является поле давления. На взлетном режиме давление на выходе почти на 2 ата больше, чем на крейсерском.

В реальной камере сгорания факел пламени находится близко к началу КС, то есть максимальные температуры достигаются далеко от лопаток компрессора, но по полученным результатам видно, что при работе во взлетном режиме (рис. 3.8) и крейсерском режиме (рис. 3.13) факел находится в самом конце модели КС. В свою очередь, на изображении поля температур при работе в режиме малого газа (рис. 3.15) видно, что факел пламени находится гораздо ближе к началу КС. Если посмотреть на поля скоростей при разных режимах работы (рис. 3.10, рис. 3.14 и рис. 3.16), то становится понятно, что причиной неправильного расположения факела пламени при работе в первых двух режимах является слишком высокая скорость подачи топлива в этих двух случаях. Впрыскиваемые частицы горючего движутся по тракту КС очень быстро и успевают полностью сгореть только в конце КС. Еще одной причиной является тот факт, что в данной постановке топливо впрыскивалось по нормали к поверхности торца КС, тогда как в реальном ГТД ТВЗ-117 горючее попадает в зону горения в виде конусообразной пелены.

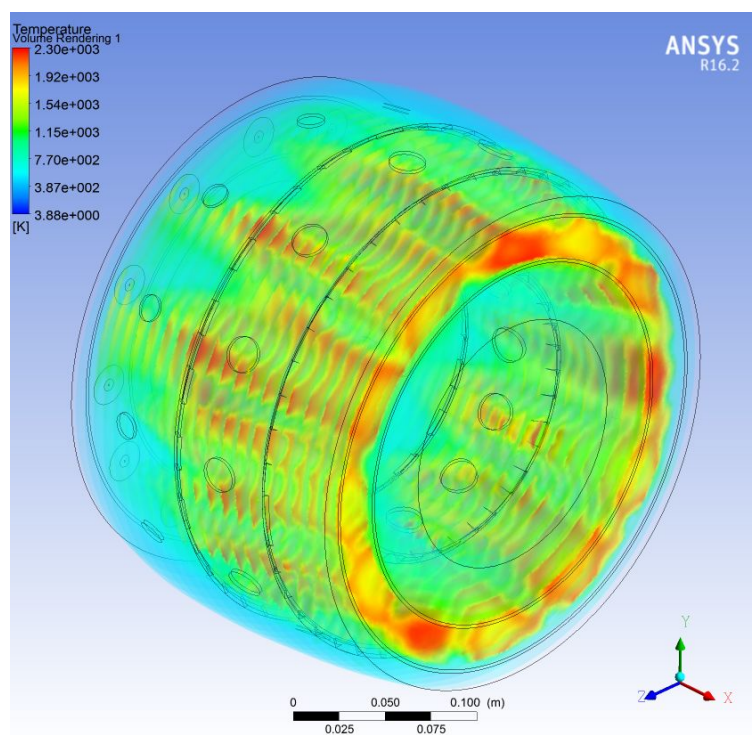


Рисунок 2.7 – Температурное поле в камере сгорания при взлетном режиме работы

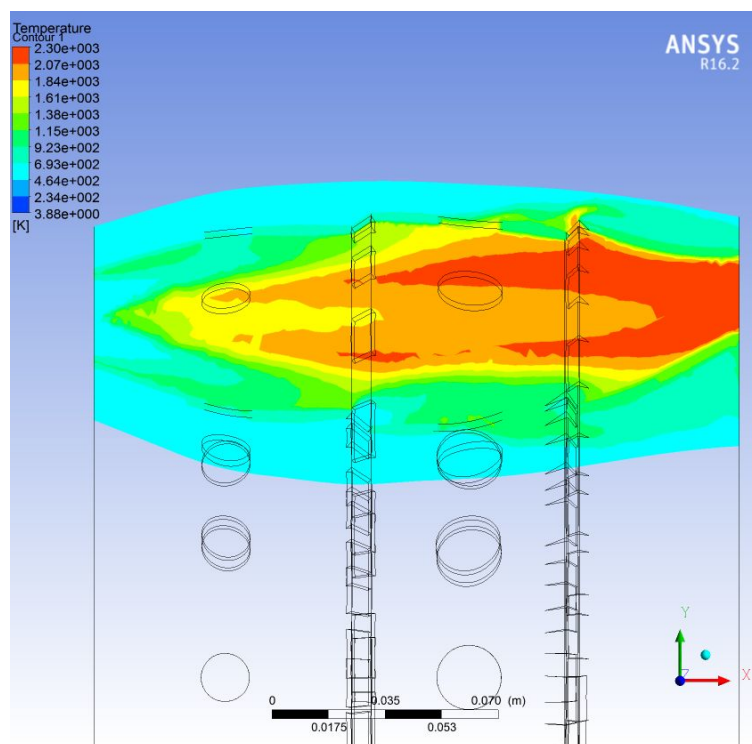


Рисунок 2.8 – Температурное поле в продольном сечении КС при взлетном режиме работы

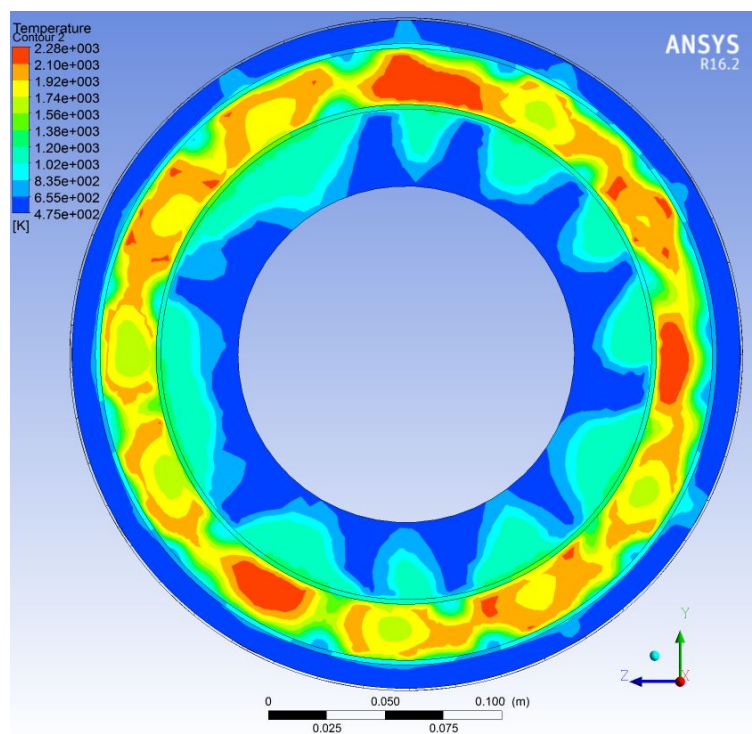


Рисунок 2.9 – Температурное поле на выходе из КС при взлетном режиме работы

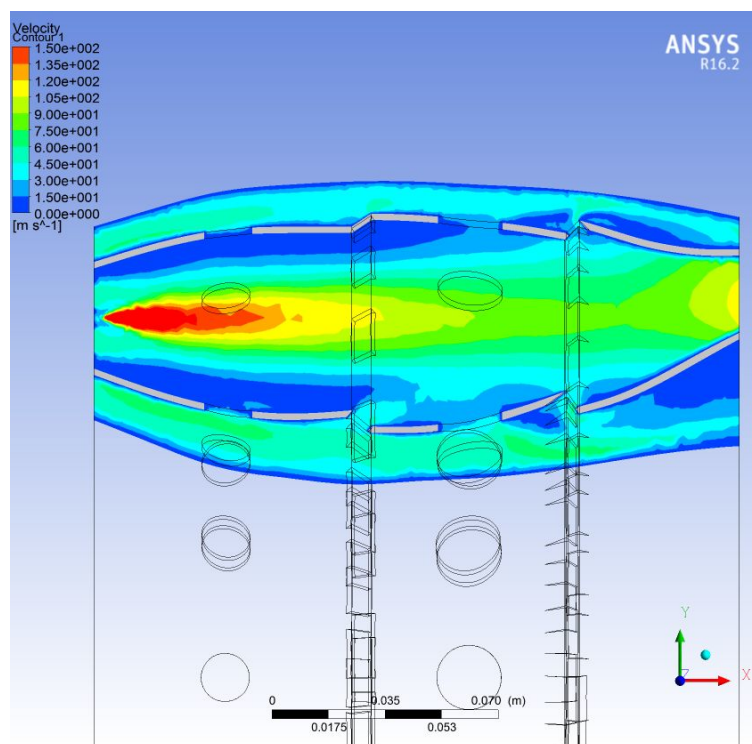


Рисунок 2.10 – Поле скорости в продольном сечении КС при взлетном режиме работы

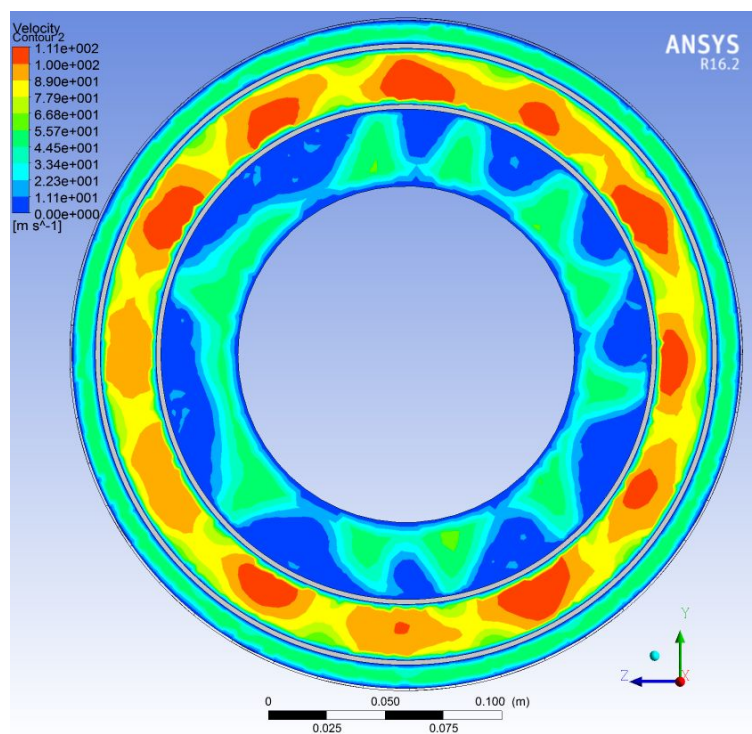


Рисунок 2.11 – Поле скорости на выходе из КС при взлетном режиме работы

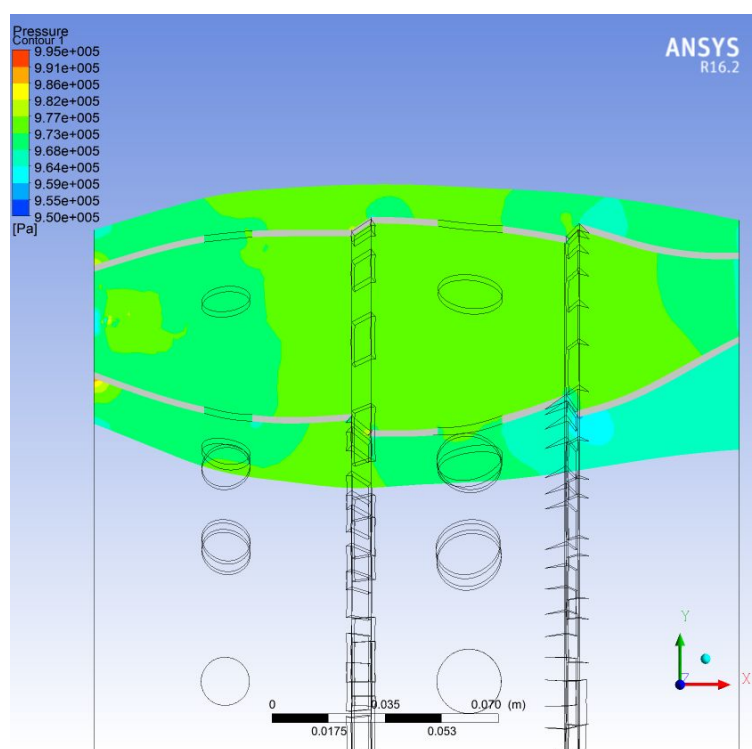


Рисунок 2.12 – Поле давления в продольном сечении КС при взлетном режиме работы

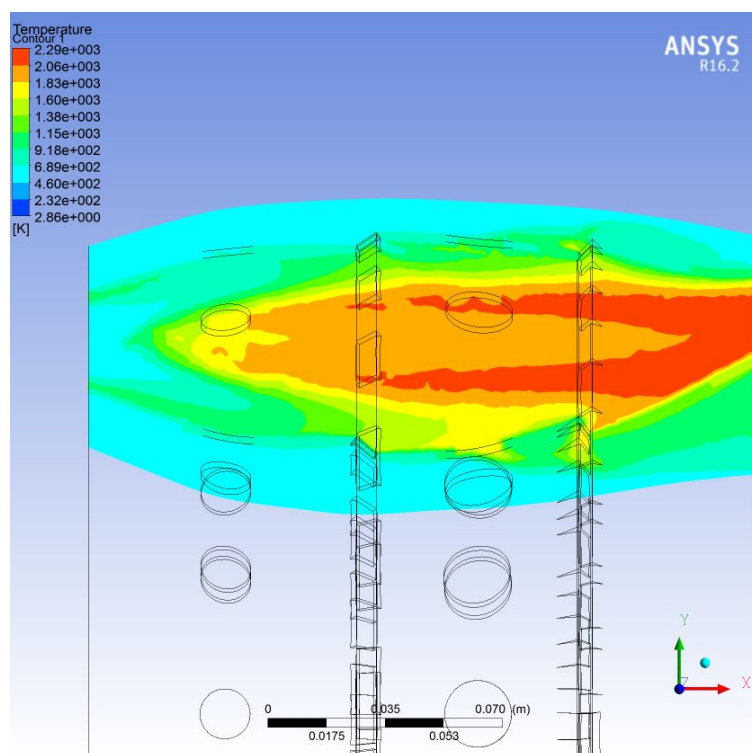


Рисунок 2.13 – Температурное поле в продольном сечении КС при крейсерском режиме работы

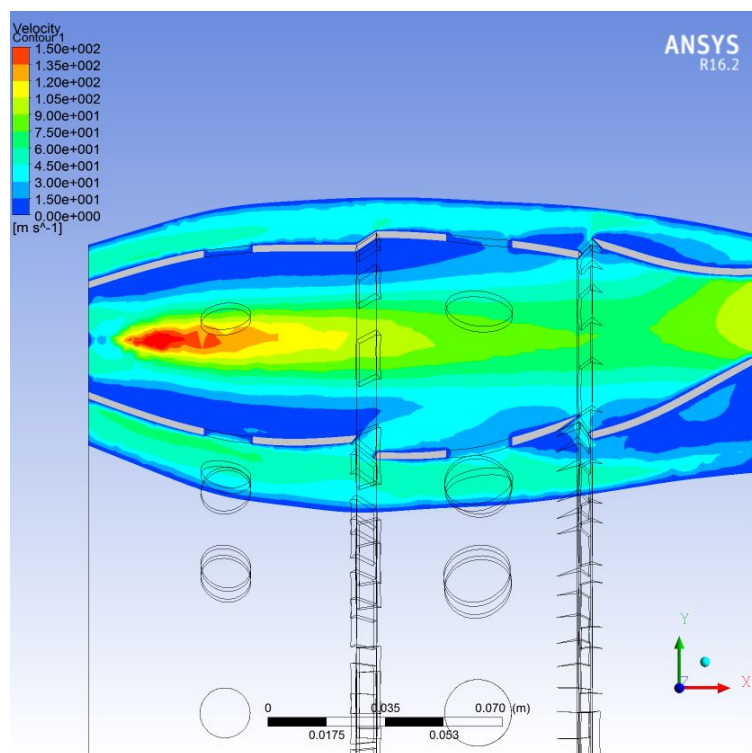


Рисунок 2.14 – Поле скорости в продольном сечении КС при крейсерском режиме работы

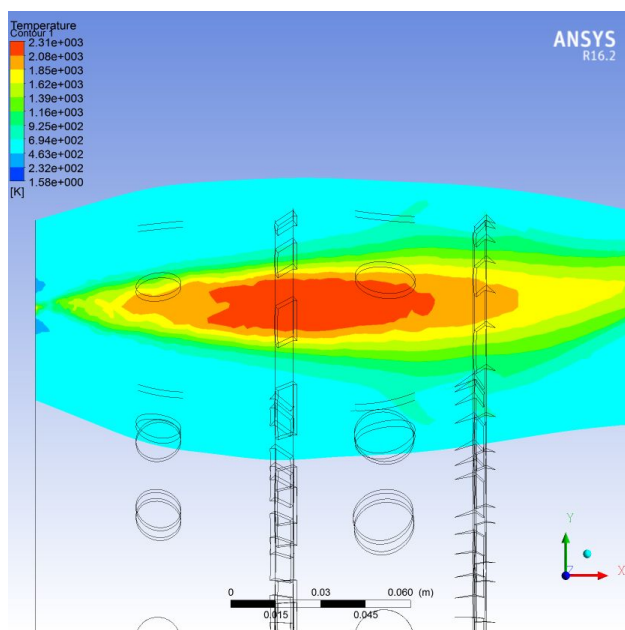


Рисунок 2.15 – Температурное поле в продольном сечении КС при работе в режиме малого газа

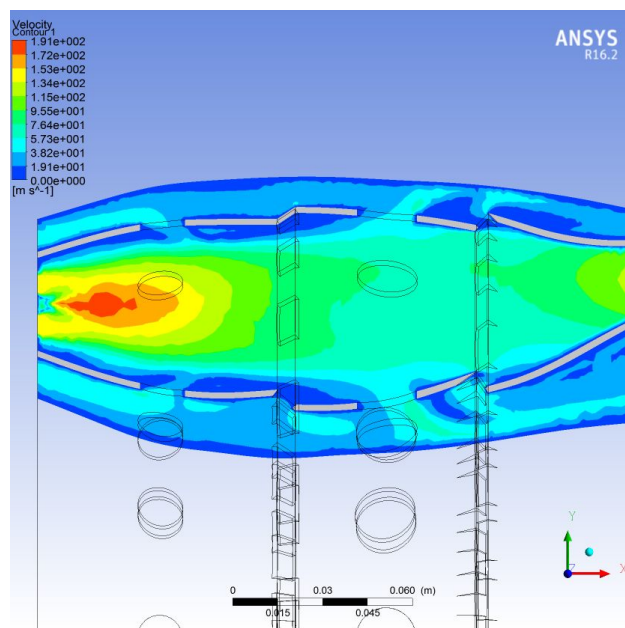


Рисунок 2.16 – Поле скорости в продольном сечении КС при работе в режиме малого газа

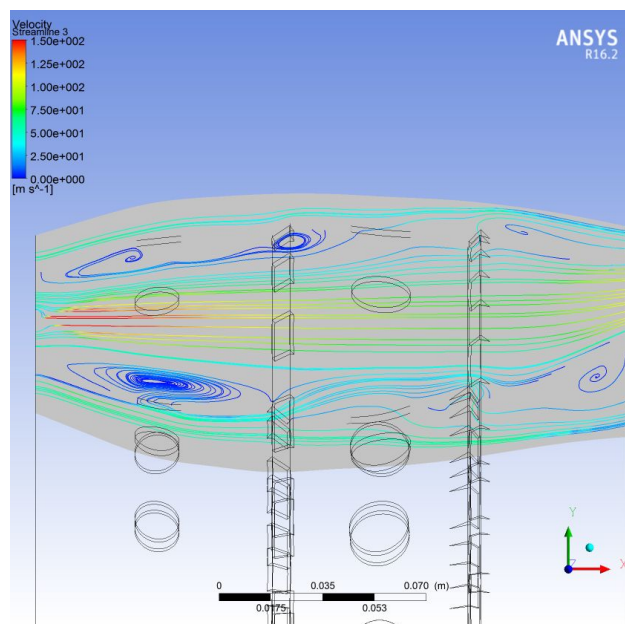


Рисунок 2.17 – Линии тока в продольном сечении КС при взлетном режиме работы

3 Расчет теплового состояния конструкции МГТД типа КJ66

3.1 Постановка задачи

Проводится моделирование горения топливно-воздушной смеси в объеме камеры сгорания МГТД типа КJ66. В качестве подаваемого горючего используется керосин ТС-1, в роли окислителя выступает атмосферный воздух. Необходимо провести расчет теплового состояния конструкции двигателя.

3.2 Малогабаритный ГТД для БПЛА

Объектом исследования в данной задаче была выбрана модель малогабаритного газотурбинного двигателя для беспилотных летательных аппаратов КJ66. Исследуемый МГТД обладает следующими параметрами:

- тяга 10 кгс;
- температура газов перед турбиной 950-1000 К;
- диаметр миделя 110 мм;
- длина 150 мм;

Такой двигатель способен поднимать в воздух беспилотный летательный аппарат весом до 50 кг.

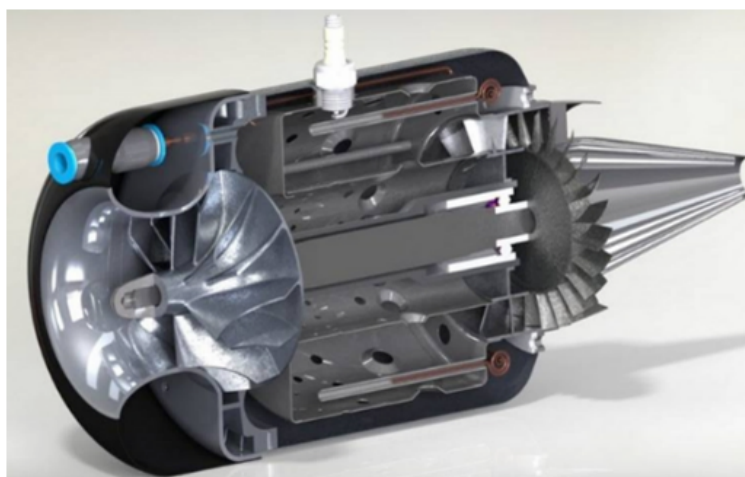


Рисунок 3.1 – МГТД КJ66

3.3 Расчет теплового состояния конструкции

Была построена геометрия, сгенерирована расчетная сетка и проведен расчет теплового состояния конструкции при следующих исходных данных:

- частота вращения вала МГТД 110000 об/мин;

- расход воздуха 0,22 кг/с;
- расход горючего 0,004 кг/с;

Анализ распределения температуры по сечению МГТД показал, что некоторые детали испытывают умеренную тепловую нагрузку с температурой до 200 °С. При этом в зоне контакта корпуса камеры сгорания с корпусом соплового аппарата турбины имеется локальное превышение температуры свыше 200 °С.

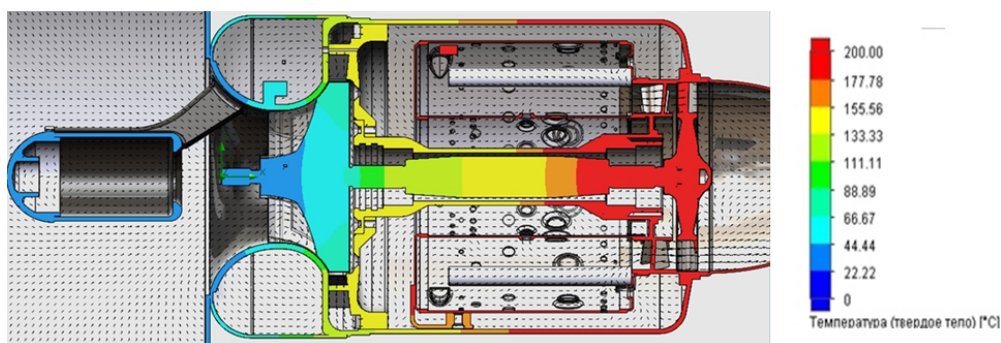


Рисунок 3.2 – Распределение температуры по сечению конструкции МГТД

Все детали МГТД могут быть условно отнесены к трем температурным диапазонам эксплуатации. Зеленая область - низкотемпературная (150-220 °С), в неё входит воздухозаборник, колесо компрессора, диффузор, крышка компрессора, и большая часть корпуса камеры сгорания. Желтая область - среднетемпературная (300-400 °С), в которую входит вал турбокомпрессора. Красная область - высокотемпературная (выше 500 °С) в которую входит задняя стенка камеры сгорания, жаровая труба, турбина и сопловой аппарат.

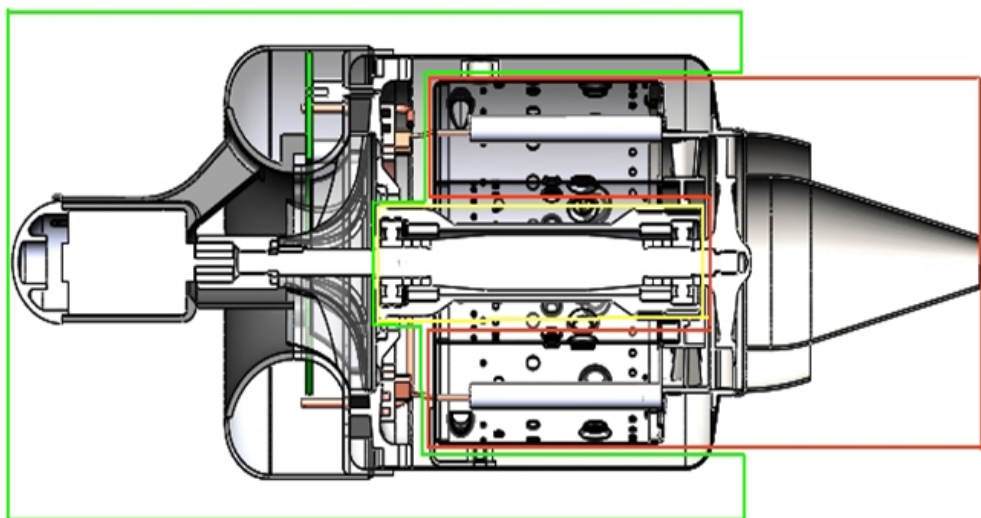


Рисунок 3.3 – Температурные зоны конструкции МГТД

3.4 Усовершенствование конструкции МГТД

На основании анализа результатов расчета теплового состояния конструкции был выделен ряд деталей, которые подвергаются относительно низкой тепловой нагрузке, вследствие чего они могут быть изготовлены методом FDM из термостойкого пластика. Были выбраны: крышка и колесо компрессора, диффузор, а также корпус камеры сгорания.

Из имеющихся в настоящее время термостойких пластиков для данной задачи стоит рассматривать следующие: PPSF; ULTEM 1010; ULTEM 9085.

<u>Материал</u>	Температура тепловой деформации (1,82 МПа), °C	Плотность, кг/м ³	Временное сопротивление разрыву, МПа	Линейный коэффициент термического удлинения, 10 ⁻⁶ °C ⁻¹
PPSF	189	1280	55	55
ULTEM 1010	213	1270	37-81	47
ULTEM 9085	153	1340	42-69	65
Дюраль Д16	<u>Рекомендуемая Т экспл. не более 230 °C</u>	2800	460	22

Рисунок 3.4 – Сравнительная характеристика термостойких пластиков

В ходе сравнения данных пластиков с наиболее распространенным в авиастроительной отрасли материалом дюралюминием (дюраль Д16) для печати деталей был выбран материал ULTEM 1010, как наиболее подходящий по температуре эксплуатации.



Рисунок 3.5 – Детали конструкции МГТД из термопластика

3.5 Испытания усовершенствованной конструкции МГТД

После сборки МГТД, состоящего теперь как из обычных стальных элементов, так и из деталей, напечатанных на 3D принтере, он был установлен на испытательном стенде. Двигатель устанавливался на подвижной платформе, связанной с тягоизмерительной системой. Предварительная раскрутка ротора МГТД обеспечивалась электростартером, связанным с ротором через обгонную муфту. Подача топлива (керосин ТС-1) осуществлялась шестеренным насосом и регулировалась пультом управления.

- 1 - топливный насос
- 2 - клапан запального топлива
- 3 - клапан основного топлива
- 4 - запальное устройство
- 5 - тягоизмерительная система
- 6 - датчик давления в КС
- 7 - датчик числа оборотов ротора

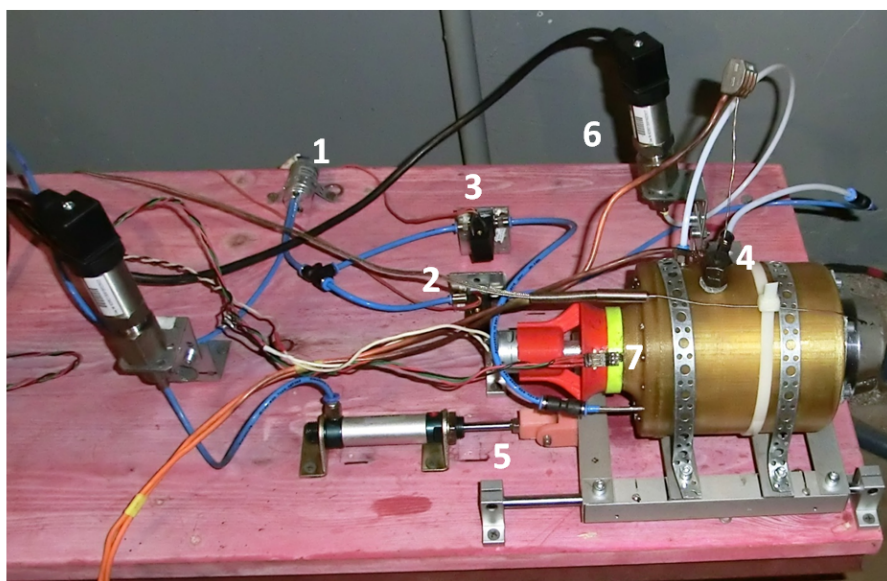


Рисунок 3.6 – Испытание напечатанных деталей в составе МГТД

3.6 Результаты

В ходе испытания МГТД, произошел прогар задней стенки корпуса камеры сгорания, что и показывали результаты численного расчета теплового состояния конструкции. Поле распределения температуры в двигателе имело в зоне контакта корпуса камеры сгорания с корпусом соплового аппарата турбины локальный участок, в котором температура превышала температуру эксплуатации выбранного термостойкого пластика. Остальные элементы, созданные 3D печатью, существенно не пострадали.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для решения поставленных задач в данной работе были задействованы CAE-технологии, а именно: программные пакеты ANSYS и FloEFD. Средствами ANSYS было проведено численное моделирование внутрикамерных процессов ГТД с учетом кинетики горения топливно-воздушной смеси заданного состава в рамках равновесной модели горения предварительно не перемешанных сред, основанной на использовании переменной смешения. Получены поля распределения газодинамических величин при различных режимах функционирования двигателя, а именно на крейсерском режиме, на взлетном и на режиме малого газа.

С помощью FloEFD был проведен расчет теплового состояния конструкции малогабаритного газотурбинного двигателя типа KJ66, с помощью которого удалось выбрать ряд деталей для замены их на элементы из термостойкого пластика, что позволило существенно облегчить вес всей конструкции. Расчеты также показали, что поле распределения температуры в двигателе имеет в зоне контакта корпуса камеры сгорания с корпусом соплового аппарата турбины локальный участок, в котором температура превышает температуру эксплуатации выбранного термостойкого пластика. Результаты подтвердились, когда во время огневых испытаний произошел прогар задней стенки корпуса камеры сгорания. Следовательно в данном двигателе заменять стальной корпус камеры сгорания на корпус из термостойкого пластика не целесообразно. Но остальные детали, напечатанные на 3D принтере, не пострадали, а значит могут успешно использоваться на МГТД данного типа.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Бондарев О.Ю., Тарасенко Ю.А. Научно-технический журнал - Двигатель. Выпуск №5, статья "О камерах сгорания современных авиационных двигателей". Москва: ООО "Редакция журнала "Двигатели", 2013. 7 с.
2. Бондарев О.Ю., Тарасенко Ю.А. Научно-технический журнал - Двигатель. Выпуск №6, статья "О камерах сгорания современных авиационных двигателей (продолжение)". Москва: ООО "Редакция журнала "Двигатели", 2013. 4 с.
3. С.А. Вальгер, М.Н. Данилов, Ю.В. Захарова, Н.Н. Федорова. Основы работы в ПК ANSYS 16.0. – Новосиб. гос. архитектур.-строит. ун-т (Сибстрин). – Новосибирск : НГАСУ (Сибстрин), 2015. – 240 с.
4. В.А. Зрелов. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы. Москва: ОАО "Издательство "Машиностроение", 2005. 336 с.
5. Двигатель ТВЗ-117. Руководство по технической эксплуатации. 1986. 597 с.
6. Копелов С. З., Тихонов Н. Д. Расчет турбин авиационных двигателей. (Газодинамический расчет. Профилирование лопаток). М., «Машиностроение», 1974, 268 с.
7. Кулагин В.В. К90 Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок : Учебник. 2-е изд., исправл. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн. 1. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. Кн. 2. - М.:Машиностроение, 2003. - 616 с.
8. Михайлков А.К., Ворошилов В.П. М69 Компрессорные машины: Учебник для вузов-М.: Энергоатомиздт, 1989. 288 с.
9. П79 Проектирование систем силовых установок самолётов: консп. лекций / С. В. Епифанов, В. Д. Пехтерев, А. И. Рыженко и др. — Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харь. авиац. ин-т», 2011. — 512 с.
10. Сахин В.В., Термодинамика энергетических систем. Кн.2. Техническая термодинамика: учебное пособие. Изд. 2-е, испр. и доп. / В.В.Сахин; Балт. гос. техн. ун-т Санкт-Петербург:2014.-226 с.
11. Сахин В.В., Устройство и действие энергетических установок Кн.2. Газовые турбины. Теплообменные аппараты: учебное пособие / В.В.Сахин; Балт. гос. техн. ун-т.-СПб.,2015-133 с.
12. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Х74 Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели». 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1986. 432 с.
13. Юнаков Л.П., Основы теории авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие / Л.П. Юнаков; Балт. гос. техн. ун-т. - СанктПетербург., 2013.-90 с.
14. «Взлет. Национальный аэрокосмический журнал», 2006 г.
15. Варгафтик Н.Б., Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей: М., 1972 г. 720 с.