

На правах рукописи

Короткая Ольга Владимировна

**Разработка методики расчета камеры
перспективного ЖРД на основе метода подконструкций**

01.02.06 – Динамика, прочность машин, приборов и аппаратуры

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата
технических наук



Москва – 2017

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Гаврюшин Сергей Сергеевич

Официальные оппоненты: **Бондарь Валентин Степанович**, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой «Техническая механика», Московский политехнический университет

Дмитриев Владимир Георгиевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Машиноведение и детали машин», Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (МАИ)

Ведущая организация: Государственный научный центр Российской Федерации, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Защита диссертации состоится 18 октября 2017 г. в 14.30 часов на заседании диссертационного совета Д 212.141.03 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, стр. 1.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных печатью, просим выслать по указанному адресу.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте www.bmstu.ru.
Телефон для справок: +7(499)263-66-39

Автореферат разослан «___» _____ 2017 г.

Ученый секретарь диссертационного совета,
д.т.н., доцент

Карпачев А.Ю.

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Проектирование современных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) представляет собой актуальную и трудоемкую задачу, требующую для своего решения совершенствования существующих и разработку новых эффективных методов расчета с привлечением возможностей современной вычислительной техники. На первый план выступает проблема разработки экономных математических моделей и расчетных методик, позволяющих решать не только задачи анализа, но и подойти к решению задач синтеза конструкций, удовлетворяющих заданным требованиям. Особую важность представляет анализ термopрочностного состояния камер с учетом нелинейности процесса деформирования при циклическом нагружении конструкции.

Основным способом, позволяющим дать достоверную оценку прочности ЖРД, на сегодняшний день являются дорогостоящие стендовые испытания. Экспериментально установлено существование локальных критических зон конструкции, требующих уточненного и детального рассмотрения. Вместе с тем, для расчетов камер жидкостных ракетных двигателей зачастую используются подходы, которые, по оценкам специалистов, исчерпали свои возможности и уже не соответствуют современным требованиям. К использованию упрощенных моделей как в двух-, так и трехмерной постановке, не позволяющих с необходимой точностью оценить напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции, привела сложность и трудоемкость рассматриваемых задач. Внедрение в расчетную практику метода конечных элементов ограничивается необходимостью использования моделей с высокой размерностью, что связано с существенной трудоемкостью реализации даже при решении задач анализа.

При создании перспективных двигателей нового поколения одной из важных проблем является сокращение временных и финансовых затрат на проектирование двигателя, в связи с чем возникла необходимость создания расчетной методики, позволяющей не только сократить вышеуказанные затраты, но и создать рациональную конструкцию на этапе проектирования.

Учитывая вышеизложенное, задача разработки эффективных методик, позволяющих свести расчет НДС конструкции к последовательности решения задач с существенно меньшей размерностью и пригодных для анализа конструкций двигателей в режимах циклического нагружения, является актуальной.

Цель и задачи работы. Основной целью работы является создание эффективной комплексной методики, пригодной для расчета и проектирования камеры жидкостного ракетного двигателя.

Для достижения поставленной цели потребовалось решить следующие задачи:

1. Критически проанализировать существующие подходы и методы расчета НДС камеры ЖРД с точки зрения эффективности и возможности применения при проектировании перспективных конструкций ЖРД.
2. На основе метода подконструкций и учета свойств симметрии конструкции создать конечно-элементную модель и алгоритм расчета, пригодные для проведения нелинейного термopрочностного анализа камеры ЖРД согласно заданной многоэтапной последовательности режимов работы.
3. Реализовать предложенную математическую модель и алгоритм расчета в форме пакета прикладных программ для ЭВМ.
4. Проверить эффективность методики и достоверность результатов, полученных с помощью разработанных программных средств, посредством сравнения с известными решениями и результатами.
5. Применить разработанную методику для анализа камеры сгорания и сопловой части инновационного ЖРД с кислородным охлаждением.

Методы исследования. Для разработки методики расчета камеры ЖРД применялись классические подходы механики деформируемого твердого тела, современные методы математического анализа, позволяющие снизить размерность задачи, современные подходы для алгоритмизации и реализации с использованием вычислительной техники.

Научная новизна:

1. На основе программных комплексов ANSYS, pSeven и авторских программ разработана комплексная методика термopрочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя, учитывающая физическую нелинейность материала и многоэтапную последовательность режимов работы.
2. Создан алгоритм уточненного расчета НДС критических зон камеры на основе метода подконструкций и учета циклической симметрии проектируемой конструкции.
3. Разработан алгоритм представления реальной конструкции со сложной геометрией в виде конструктивно-анизотропной модели, реализованный в виде авторской программы расчета коэффициентов анизотропии.
4. Разработана итерационная процедура определения рациональных геометрических параметров каналов охлаждения инновационного ЖРД с кислородным охлаждением, использующая последовательность термopрочностных расчетов представительного элемента.

Достоверность результатов. Достоверность научных положений, выводов и рекомендаций работы обоснована:

1. Строгим использованием классических механических концепций.

2. Использованием обоснованных математических моделей.
3. Проверкой разработанных алгоритмов и программ на модельных и тестовых задачах.
4. Соответствием полученных численных результатов с данными, полученными другими авторами.
5. Сходимостью результатов на разных конечно-элементных сетках.

Практическая ценность работы заключается в следующих результатах:

1. Разработана конечно-элементная методика расчета НДС камеры сгорания и сопловой части ЖРД с учетом физической нелинейности материалов для нескольких режимов работы.
2. Разработан алгоритм и авторская программа для вычисления коэффициентов анизотропии материала конструктивно-анизотропной модели.
3. По разработанной методике проведен термпрочностной расчет камеры сгорания и сопловой части инновационного ЖРД. По результатам расчета даны рекомендации.
4. Разработанная методика позволяет создать рациональную конструкцию на этапе проектирования.
5. Расчет по предложенной методике приводит к сокращению количества огневых испытаний и, следовательно, времени и затрат при проектировании новых ЖРД.

Реализация работы. Результаты диссертационной работы и разработанное программное обеспечение внедрены в учебный процесс МГТУ им. Н.Э. Баумана и в расчетную практику РКК «Энергия» им. С.П. Королева.

Апробация работы. Основные результаты и положения работы докладывались и были одобрены на всероссийских и международных научных конференциях:

– XXIII Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Кременки, Жуковский р-н, 2017 г.);

– Всерос. науч.-техн. конф. «Механика и математическое моделирование в технике», посв. 100-летию со дня рождения В.И. Феодосьева (Москва, 2016 г.);

– XXII Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Кременки, Жуковский р-н, 2016 г.);

– VIII Межд. научный симп. «Проблемы прочности, пластичности и устойчивости в механике деформируемого твердого тела», посвященный 85-летию профессора В.Г. Зубчанинова (Тверь, 2015 г.);

– XXVII Межд. Инновационно-ориентированная Конф. Молодых Ученых и Студентов «МИКМУС» (Москва, ИМАШ РАН, 2015 г.);

– Всерос. научн.-техн. конф. «Ракетно-космические двигательные установки», посв. 90-летию со дня рождения Заслуженных деятелей науки и техники РФ, лауреатов Государственной премии СССР, д.т.н., профессоров Кудрявцева В.М. и Поляева В.М. и 185-летию Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (Москва, 2015 г.);

– Итоговая научно-практическая конференция Всероссийского инженерного конкурса (ВИК) «Подготовка инженерных кадров в России: состояние и стратегические перспективы – взгляд молодых» (Москва, 2015 г.);

– XVI Всерос. науч.-техн. конф. «Авиакосмические технологии» (АКТ-2015) (Воронеж, 2015 г.);

– Всерос. науч.-техн. конф., посв. 70-летию каф. Ракетных двигателей Казанского авиационного института (КАИ) (Казань, 2015 г.);

– XXI Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Кременки, Жуковский р-н, 2015 г.);

– ICAMAME 2014: International Conference on Aerospace, Mechanical, Automotive and Materials Engineering (Париж, Франция, 2014 г.);

– XX Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Кременки, Жуковский р-н, 2014 г.);

– XIX Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Ярополец, 2013 г.);

– Научному прогрессу - творчество молодых: межд. молодежная науч. конф. по естественнонаучным и техническим дисциплинам (Йошкар-Ола, 2012 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликованы 22 работы, из них 3, входящих в Перечень рецензируемых научных изданий, рекомендованных ВАК РФ, 1 статья в зарубежном научном издании, общим объемом 10.41 п.л.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, пяти глав, выводов, списка литературы и приложения. Материалы исследований изложены в работе на 166 страницах с 88 ил. и 13 табл. Библиография работы содержит 151 наименование. Приложение изложено на 41 странице с 16 ил. и 19 табл.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы, сформулирована цель научного исследования, научная новизна и практическая ценность работы, приведено краткое содержание работы по главам.

В первой главе приводится обзор и анализ литературных источников, посвященный истории развития и современному состоянию методов термopочностных расчетов камер жидкостных ракетных двигателей (Рис. 1), а также вопросу проектирования инновационного двигателя с кислородным охлаждением.

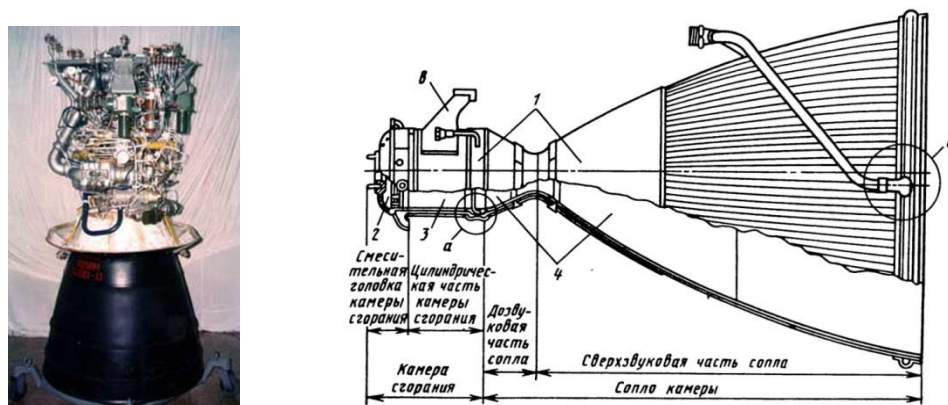


Рис. 1. Общий вид и типовая камера ЖРД: 1 – корпус; 2 – смесительная головка; 3 – цилиндрическая часть; 4 – сопло; а – узел пояса завесы; б – узел подвода охлаждаителя; в – узел крепления камеры.

Остается открытым вопрос разработки методики точной оценки прочностных характеристик камеры сгорания и сопловой части ЖРД. В России оценочные расчеты проводят, как правило, по методике, предложенной В.И. Феодосьевым и получившей развитие в работах его учеников и последователей. Над развитием теории оболочек вращения и расчетов камер ЖРД работали Л.И. Балабух, В.И. Усюкин, Н.А. Алфутков, Г.Г. Гахун. Работы в направлении конечно-элементного моделирования ЖРД ведутся в США (Price H.G., Kasper H.J., Naraghi M.H.), Германии (Kuhl D., Riccius J.), Индии (Asraff A.K., Sunil S., Babu A.), Китае (Cheng Cheng, Yibai Wang).

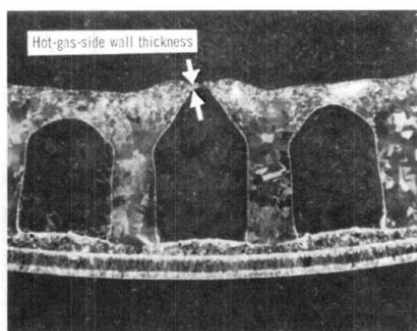


Рис. 2. Утонение огневой стенки при испытаниях камер

Основной интерес при моделировании камер ЖРД представляют каналы охлаждения, т.к. именно в них возникает, так называемый, эффект «собачьей конуры», т.е. утонение огневой стенки вплоть до нарушения ее целостности (Рис. 2). Стандартной конечно-элементной моделью для расчета камер ЖРД стала двумерная модель, охватывающая половину канала охлаждения и половину ребра.

Одной из современных тенденций ракетно-космической техники является разработка ЖРД с кислородным беззавесным охлаждением камеры, работы над которым ведутся в РКК «Энергия» им С.П. Королева, в Reaction Engines Limited (Великобритания), DLR (Германский

аэрокосмический центр). Это один из примеров перспективных конструкций, которые диктуют новые требования к методам оценки прочности камер ЖРД. В частности, отсутствие поясов завес и использование жидкого кислорода в качестве охладителя камеры приводят к высоким температурным градиентам в стенках камеры, что необходимо учесть на этапе расчета и проектирования.

Во второй главе приведены основные соотношения и методы, используемые для анализа НДС камер ЖРД. Основной частью камеры жидкостного ракетного двигателя является оболочка, охватывающая камеру сгорания, зону критического сечения и сопловую часть. В расчете ЖРД на прочность наиболее трудоемким и недостаточно разработанным вопросом является расчет камеры сгорания и сопловой части ЖРД при наличии высокого температурного воздействия, которое приводит к пластической деформации.

Для проведения уточненного анализа прочности ЖРД наиболее эффективными являются численные методы. В настоящее время такие расчеты проводятся, как правило, с использованием метода конечных элементов. Для реализации этого метода существуют различные программные комплексы, одним из которых является ANSYS – современный профессиональный комплекс, позволяющий решать прикладные задачи прочности, теплообмена и т.п. Для решения задачи теплопроводности были использованы уравнения теории теплопроводности в форме метода конечных элементов. Для нелинейной стационарной задачи (свойства материалов зависят от температуры):

$$[K(\{T\})]\{T\} = \{Q(\{T\})\}, \quad (1)$$

где $\{T\}$ – вектор узловых температур, $[K(\{T\})]$ – матрица теплопроводности, $\{Q(\{T\})\}$ – вектор узловых тепловых потоков, обусловленных внешней тепловой нагрузкой.

Высокие температурные нагрузки приводят к возникновению пластических деформаций. Для расчета конструкции в пластической области привлечен метод Ньютона-Рафсона с целью реализации ряда последовательных линейных приближений с коррекцией, благодаря чему упругопластическая задача решалась итерационно.

$$[K(\{a\})]\{a\} = \{F(\{a\})\}, \quad (2)$$

где $\{a\}$ – вектор узловых перемещений, $\{F(\{a\})\}$ – вектор узловых сил, $[K(\{a\})]$ – матрица жесткости, корректировка которой осуществляется итерационно в процессе минимизации невязки.

Для анализа перемещений камеры использовалась расчетная схема трехслойной конструктивно-анизотропной осесимметричной оболочки.

Для детального анализа НДС камеры ЖРД применялся метод конечных элементов с использованием метода подконструкций и учетом циклической симметрии (Рис. 3).

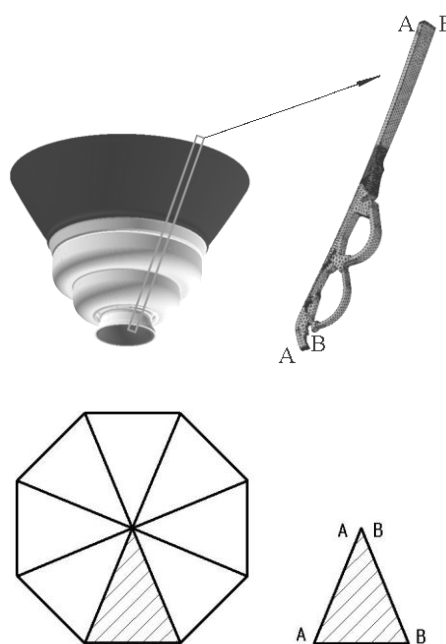


Рис. 3. Циклическая симметрия.
Подконструкция

Для подконструкции, показанной на Рис. 3, уравнение равновесия имеет следующий вид:

$$\begin{bmatrix} K_{II} & K_{IA} & K_{IB} \\ K_{IA}^T & K_{AA} & K_{AB} \\ K_{IB}^T & K_{AB}^T & K_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} D_I \\ D_A \\ D_B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} R_I \\ R_A \\ 0 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ F_A \\ F_B \end{Bmatrix}, \quad (3)$$

где $\{D_A\}$ и $\{D_B\}$ содержат степени свободы вдоль AA и BB соответственно, $\{D_I\}$ представляет внутренние степени свободы.

Векторы нагрузки $\{R_A\}$ и $\{R_I\}$ представляют нагрузки, приложенные к подконструкции; векторы нагрузки $\{F_A\}$ и $\{F_B\}$ являются результатом упругих деформаций от соседних подконструкций и приложены вдоль AA и BB. Индекс I обозначает внутреннюю часть.

Поскольку все подконструкции идентичны, то и

$$\{F_B\} = -\{F_A\} \quad (4)$$

Тогда уравнение (3) можно привести к виду:

$$\begin{bmatrix} K_{II} & K_{IA} + K_{IB} \\ K_{IA}^T + K_{IB}^T & K_{AA} + K_{AB} + K_{AB}^T + K_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} D_I \\ D_A \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} R_I \\ R_A \end{Bmatrix} \quad (5)$$

Учет циклической симметрии особенно эффективен при трехмерном моделировании, когда матрица жесткости имеет большую размерность.

Оценка несущей способности цилиндрической оболочки камеры сгорания ЖРД проводилась по схеме осесимметричной оболочки методом конечных элементов и по модифицированной методике В.И. Феодосьева.

Для задачи синтеза область рациональных значений геометрических параметров тракта охлаждения определялась расчетом на созданных плоской и 3-D моделях. Для поиска рациональных геометрических параметров применялся метод последовательного квадратичного программирования с ограничениями.

В третьей главе излагается комплексная методика численного моделирования для оценки прочности камеры сгорания и сопловой части

ЖРД, алгоритмы решения задач анализа и синтеза, а также их программная реализация. Необходимость учета физически нелинейных свойств материала и большая размерность задачи ввиду сложности конструкции приводит к тому, что прямая конечно-элементная аппроксимация становится трудоемкой, так как даже для единичного поверочного расчета требуются значительные вычислительные мощности. Численная реализация многоэтапной последовательности режимов работы существенно усложняет задачу. Трудоемкость анализа возрастает на порядок при постановке задачи проектирования с целью синтеза рациональной геометрии тракта охлаждения.

Многокритериальная проблема оптимизации геометрии тракта охлаждения для повышения прочности камеры сгорания в настоящее время решается эмпирически на основе экспериментальных результатов.

В работе предлагается комплексная методика расчета камеры сгорания и сопловой части ЖРД. Методика в целом состоит из двух последовательно выполняемых шагов: выбор рациональных с точки зрения прочности геометрических размеров тракта охлаждения и уточненный поверочный расчет методом подконструкций, каждый из которых в свою очередь состоит из нескольких этапов.

Для поиска рациональных геометрических параметров тракта охлаждения при меридиональном расположении каналов создана двумерная параметрическая расчетная модель, содержащая циклически повторяющийся секториальный сегмент. Для сокращения времени на вычисления сегмент состоит из одного канала охлаждения и ребра.

Управляющие параметры:

$$s^T = [n, \alpha, t, h, h_1] . \quad (6)$$

где n – число каналов охлаждения, α – угловая ширина канала охлаждения, t – толщина огневой стенки, h – толщина тракта охлаждения, h_1 – толщина силовой оболочки.

Накопление пластических деформаций в процессе циклической работы потенциально приводит к разрушению конструкции. Поэтому в качестве минимизируемых критериев выбраны величина максимальной эквивалентной пластической деформации и величина максимального эквивалентного напряжения в представительном элементе. В результате определяются рациональные значения геометрических размеров ребер и каналов охлаждения.

Для решения задачи поиска рациональных геометрических параметров используется специализированный программный комплекс rSeven (DATADVANCE), позволяющий реализовать многокритериальную оптимизацию. Для интеграции оптимизационного цикла с программным комплексом ANSYS подготовлена авторская программа на языке APDL,

решающая последовательно стационарную задачу теплопроводности и задачу определения НДС с заданными граничными условиями.

С помощью двумерной параметрической модели осуществляется выбор оптимальных геометрических размеров при расположении каналов охлаждения вдоль оси камеры. Трехмерная параметрическая циклически повторяющаяся модель (Рис. 4) позволяет осуществить оптимизацию геометрии тракта охлаждения в произвольном месте конструкции.

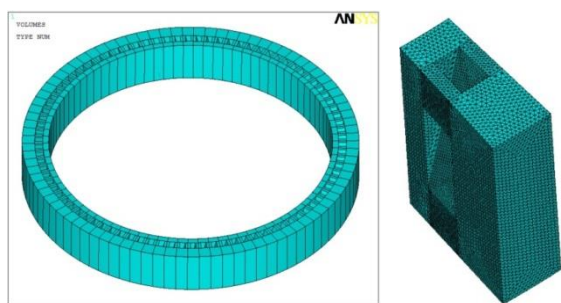


Рис. 4. Трехмерная параметрическая модель

Модель описывает циклически повторяющийся представительный элемент, состоящий из огневой стенки, спиральных каналов охлаждения и силовой оболочки в произвольном месте конструкции за счет изменения координаты вдоль оси камеры и внутреннего радиуса огневой стенки (Рис. 5).

Управляющие параметры:

$$s^T = [n, \alpha, t, h, h_1, \gamma], \quad (7)$$

где n – число каналов охлаждения, γ – угол закручивания каналов охлаждения (относительно плоскости, перпендикулярной оси вращения).

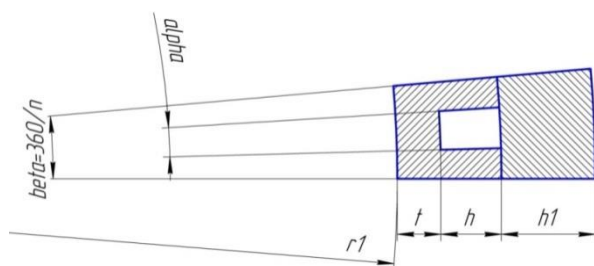


Рис. 5. Геометрические параметры сечения трехмерной параметрической модели

При выполнении уточненного поперечного расчета для преодоления проблемы большой

размерности задачи предлагается использовать двухэтапную схему.

На первом этапе расчет конструкции проводится по упрощенной расчетной схеме осесимметричной конструктивно-анизотропной оболочки. Наличие спиральных каналов охлаждения в стенке изделия нарушает симметрию конструкции. Поэтому предлагается заменить реальную конструкцию конструктивно-анизотропной сплошной моделью. Подобное упрощение позволяет с достаточной для дальнейшего анализа точностью определить перемещения в конструкции, не позволяя при этом оценить НДС. Знание значений перемещений, а также локализация опасных с точки зрения прочности областей конструкции позволяет использовать метод подконструкций для дальнейшего анализа критических зон. Существенное снижение размерности задачи достигается посредством использования метода подконструкций, а также условия циклической симметрии, которое позволяет перейти от анализа полной модели подконструкции к анализу ее циклически повторяющегося секториального сегмента. Для приведенного

в пятой главе расчета камеры подконструкция 2 содержит 142601 узел и 88960 конечных элементов, в то время как полномасштабная конечно-элементная модель всей конструкции потребовала бы порядка 48 млн. узлов и 30 млн. элементов.

Для расчета однородной конструктивно-анизотропной сплошной оболочки необходимо знать величины коэффициентов анизотропии. С этой целью создана авторская программа, оформленная в виде макроса на языке APDL. Определение коэффициентов производилось посредством уравнивания соответствующих жесткостей представительного элемента. Геометрия элемента задается параметрическим образом, что позволяет проводить расчет для произвольного места конструкции с любым углом закручивания каналов охлаждения.

При определении НДС конструкции в качестве исходных данных используются распределения температур и давлений, полученные из газодинамического расчета. Предполагается, что стационарная задача теплопроводности и теплопрочностная задача не связаны, что позволяет проводить соответствующие расчеты независимо. Сначала решается задача теплопроводности. В результате расчета определяется температурное состояние осесимметричной оболочки, которое используется для определения НДС. Перемещения, полученные в результате расчета по осесимметричной модели, используются при проведении трехмерных расчетов НДС подконструкций для задания кинематических граничных условий. На втором этапе расчета с использованием трехмерных моделей, детально описывающих реальную геометрию, исследуется НДС подконструкций. Использование циклической симметрии позволяет ограничиться расчетом части конструкции в виде секториального сегмента. Количество узлов в трехмерной модели больше, чем в осесимметричной, поэтому для нахождения значений в промежуточных узлах использована интерполяция. Для каждой из подконструкций анализируются критические зоны, определенные экспериментально и предварительным расчетом.

В четвертой главе приводится проверка достоверности результатов, полученных по разработанной методике. При проведении огневых испытаний непосредственно НДС камеры и тракта охлаждения не определяется. Однако экспериментальные результаты доказывают необходимость детального исследования НДС в критических зонах конструкции, уделяя особое внимание тракту охлаждения, т.к. утонение огневой стенки является наиболее частой причиной нарушения целостности конструкции (Рис. 2).

С целью проверки достоверности результатов, полученных по разработанной методике, проведено сравнение с известными решениями. На Рис. 6 представлены результаты расчетов камеры сгорания по разработанной и по упрощенной методикам.

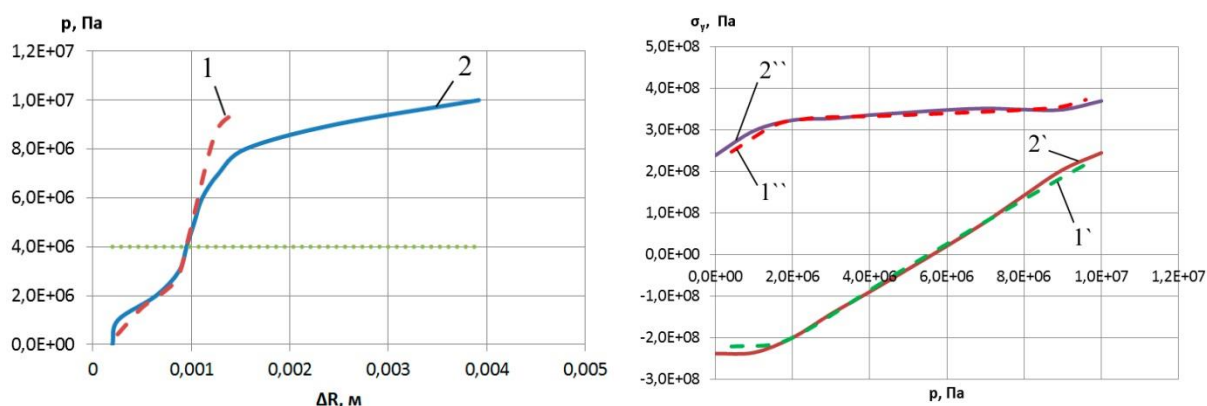


Рис. 6. Зависимость изменения радиуса от давления в камере и зависимость окружных напряжений в стенках от давления в камере: 1 – результаты В.И. Феодосьева, 2 – результаты по численной методике (1', 2' – для огневой стенки; 1'', 2'' – для силовой оболочки)

Дополнительно был проведен расчет камеры сгорания инновационного ЖРД с кислородным охлаждением по методике В.И. Феодосьева. Основной причиной расхождений в результатах является то, что упрощенная методика не позволяет проводить расчет на нескольких последовательных режимах работы и учитывать переменный угол закручивания каналов охлаждения. С целью верификации результатов, полученных по разработанной методике, проведен расчет камеры с кислородным охлаждением на 3 режимах работы двигателя (газогенераторном, стационарном и режиме останова) для разных конечно-элементных сеток. Результаты приведены в Таблице 1.

Таблица 1.

Анализ сходимости конечно-элементных решений для подконструкций

Средний размер элемента, мм	Подконструкция 1					
	Максимальные эквивалентные пластические деформации по Мизесу, %			Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу, МПа		
	Режим I	Режим II	Режим III	Режим I	Режим II	Режим III
0.4	0	2.8	0.6	149	246	301
0.3	0	2.7	0.7	153	251	294
	Подконструкция 2 (опасная зона С)					
0.8	1	2.6	1.8	745	482	184
0.6	0.9	2.4	2	743	489	187

В пятой главе представлена практическая реализация предложенной методики для расчета опытного образца камеры многофункционального маршевого двигателя с кислородным беззавесным охлаждением. Общий вид камеры с указанием критических зон представлен на Рис. 7. Расчет проведен на 3 режимах работы двигателя.

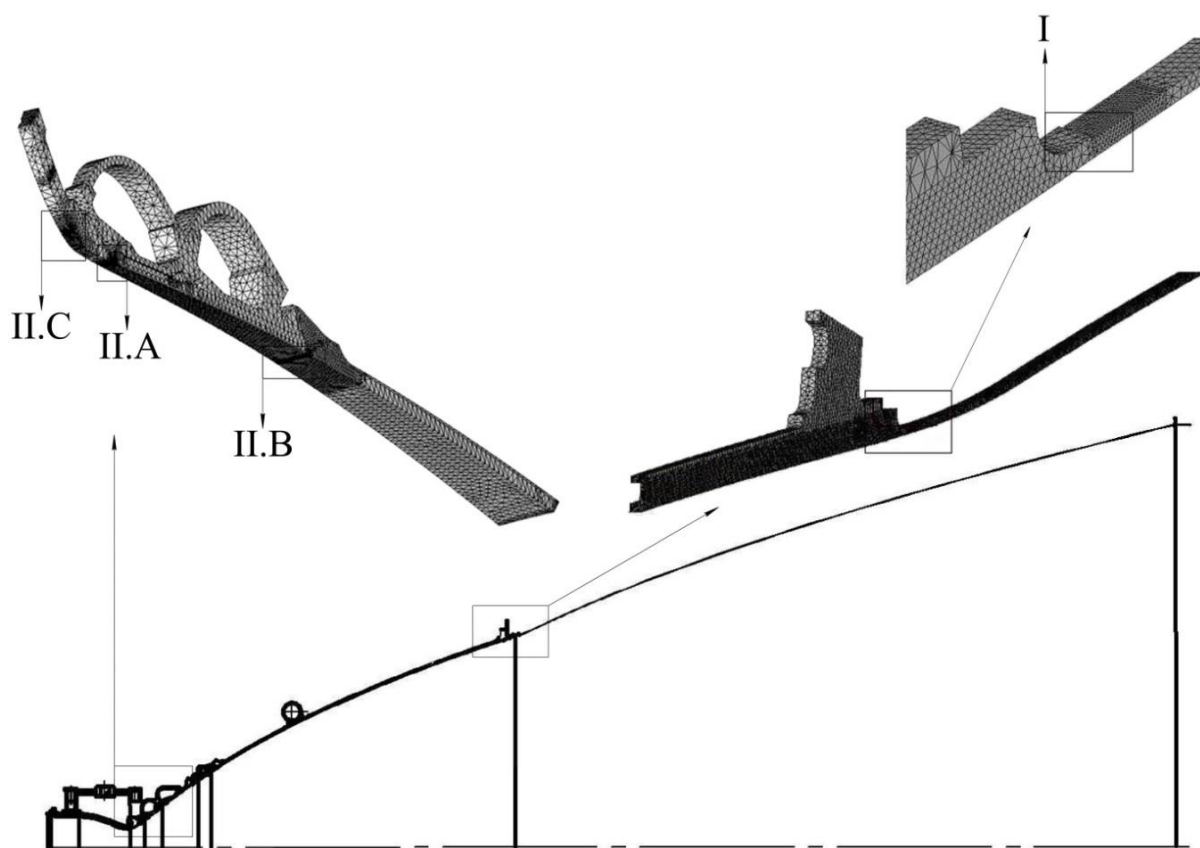


Рис. 7. Общий вид камеры многофункционального маршевого двигателя с кислородным беззавесным охлаждением: I – подконструкция 1, стык с насадком радиационного охлаждения; II – подконструкция 2, А – стык развальцованной оболочки камеры со сверхзвуковой частью сопла, В – стык медного и стального участков огневой стенки камеры в сверхзвуковой части сопла, С – район критического сечения

В соответствии с предложенной методикой найдены рациональные значения геометрических параметров тракта охлаждения. В Таблице 2 и Таблице 3 приведены результаты расчета для расширяющейся части сопла (плоская модель) и для критического сечения (3-D модель).

Таблица 2.
Рациональные геометрические параметры плоской модели

Варьируемые параметры	до оптимизации	после оптимизации
n	300	321
t, мм	1.2	2.2
h, мм	1.3	2.4
h ₁ , мм	1.2	2.4
alpha, °	0.882	0.880

Таблица 3.

Рациональные геометрические параметры 3-D модели

Варьируемые параметры	до оптимизации	после оптимизации
n	90	54
t, мм	1.3	2.2
h, мм	1.8	2
h1, мм	2.8	3.1
alpha, °	2.090	2.079
gamma, °	75	40

В Таблице 4 представлены результаты расчета максимальных эквивалентных пластических деформаций и максимальных эквивалентных напряжений для двумерной и трехмерной моделей.

Таблица 4.

Результаты расчета

Расчетная модель	Максимальные эквивалентные пластические деформации, %	
	до оптимизации	после оптимизации
2-D (тракт охлаждения в расширяющейся части сопла)	1.427	0.9917
	Максимальные эквивалентные напряжения, МПа	
	до оптимизации	после оптимизации
3-D (тракт охлаждения в районе критического сечения)	1452	1119

Анализ полученных результатов показывает, что изменение геометрических параметров тракта охлаждения приводит к существенному снижению величин максимальной эквивалентной пластической деформации и максимального эквивалентного напряжения.

С помощью разработанного макроса найдены коэффициенты анизотропии приведенного материала для расчета по осесимметричной модели. Результаты расчета меридиональных, окружных и радиальных перемещений для тестовой задачи для представительного элемента реальной конструкции и представительного элемента конструкции с приведенным материалом показывают возможность использования найденных коэффициентов анизотропии для описания приведенного материала при расчете по упрощенной схеме осесимметричной оболочки.

Следующий этап предложенной методики – расчет камеры по схеме осесимметричной оболочки, где тракт охлаждения заменен однородной конструктивно-анизотропной сплошной моделью. Далее последовательно

решались стационарная задача теплопроводности и теплопрочностная задача. Результатом решения стационарной задачи теплопроводности является распределение температур по всей оболочке, а теплопрочностной – перемещения для всех режимов работы двигателя. На этапе расчета трехмерных подконструкций полученные перемещения являются кинематическими граничными условиями. Следующий этап методики – расчет трехмерных подконструкций. Созданы модели двух подконструкций, охватывающие критические с точки зрения прочности зоны. Подконструкция 1 – стык охлаждаемой части с насадком радиационного охлаждения, подконструкция 2 включает в себя 3 других опасных зоны (Рис. 7). В результате решения стационарной задачи теплопроводности найдены распределения температур. Далее они были использованы при определении уточненного НДС для каждого из 3 режимов. Результаты расчета НДС подконструкций приведены в Таблице 5

Таблица 5.

Результаты расчета подконструкций

Режимы	Подконструкция 1	Подконструкция 2		
	Стык охлаждаемой части с НРО	Опасная зона А	Опасная зона В	Опасная зона С
	Максимальные эквивалентные пластические деформации по Мизесу, %			
Режим I	0	3,8	0,6	1
Режим II	2,8	7	7	1,6
Режим III	0,6	3.3	3,4	0,4
	Максимальные эквивалентные напряжения по Мизесу, МПа			
Режим I	149	1070	700	745
Режим II	246	600	679	482
Режим III	301	518	440	184

Основные результаты и выводы

1. Предложена комплексная методика, основанная на использовании прикладных программных комплексов и авторских программ, позволяющая выполнить задачи анализа и синтеза конструкции камеры ЖРД.
2. Разработан алгоритм расчета напряженно-деформированного состояния критических зон камеры на основе метода подконструкций, дополненного учетом циклической симметрии проектируемой конструкции.

3. Созданы параметрические модели типовой камеры ЖРД, предназначенные для определения рациональных значений геометрических параметров тракта охлаждения.
4. Разработана авторская программа вычисления коэффициентов анизотропии конструктивно-анизотропной сплошной модели.
5. Достоверность результатов, полученных по разработанной методике, подтверждена посредством сравнения с известными решениями и результатами. Показана сходимость результатов на разных конечно-элементных сетках.
6. Методика использована при расчете опытного образца камеры сгорания и сопловой части многофункционального маршевого двигателя с кислородным беззавесным охлаждением.

Список публикаций по теме диссертации

1. Короткая О.В. Определение коэффициентов анизотропии при замене реальной конструкции на конструктивно-анизотропную сплошную модель // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2017. №4(685)/2017. С. 57-66. (0.62 п.л.)
2. Короткая О.В. Инновационная методика расчета и проектирования камеры сгорания ЖРД // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016. № 12(60)/2016. DOI 10.18698/2308-6033-2016-12-1560. Рег. № ФС77-53688. (0.87 п.л.)
3. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Применение циклической симметрии и метода подконструкций в термopрочностном расчете камеры сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2016. №1(670)/2016. С. 78-86. (0.56 п.л. / 0.45 п.л.)
4. Применение метода подконструкций для термopрочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя: методические указания к выполнению домашнего задания. / Короткая О.В. [и др.] // М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 64 с. (4 п.л. / 3.5 п.л.)
5. Korotkaya O.V. Substructure Method for Thermal-Stress Analysis of Liquid-Propellant Rocket Engine Combustion Chamber. World Academy of Science, Engineering and Technology, International Science Index 88, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial and Mechatronics Engineering, 2014, no. 8(4), pp. 734-737. (0.25 п.л.)
6. Использование метода подконструкций для термopрочностного расчета камеры жидкостного ракетного двигателя / Короткая О.В. [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации, 2013. № 4(16)/2013. DOI: 10.18698/2308-6033-2013-4-705. Рег. № ФС77-53688. (0.62 п.л. / 0.38 п.л.)
7. Короткая О.В. Использование метода подконструкций при проведении термopрочностного расчета сложных конструкций на примере сопловой части ЖРД // Эл. журнал «Молодеж. научно-техн. вестник»,

2013. №2. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/548131.html>. Рег. № ФС77-51038. (1.12 п.л.)

8. Короткая О.В. Термопрочностной расчет сопловой части ЖРД с использованием метода подконструкций // Межд. конкурс науч. работ по приорит. направ. разв. науки, технолог. и техники в РФ. Сб. трудов. М.: НИИ электроники и лазерной техники, 2012. С. 263-269. (0.44 п.л.)

9. Короткая О.В. Термопрочностной расчет сопловой части конструкции ЖРД // Студенческий научный вестник: Сб. статей докл. общеуниверситетской научн.-техн. конф. «Студенческая научная весна-2012», посвященной 165-летию Н.Е. Жуковского. 02 апреля – 29 апреля 2012 г. Том XII, Часть 3. М.: МГТУ, 2012. С. 14-19. (0.37 п.л.)

10. Короткая О.В. Термопрочностной расчет сопловой части ЖРД с использованием метода подконструкций // Электронный журнал «Молодежный научно-технический вестник», 2012. №6. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/467909.html> Рег. № ФС77-51038. (0.44 п.л.)

11. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Численная методика расчета и проектирования камер сгорания перспективных ЖРД // Тезисы докл. XXIII Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М: ООО «ТРП», 2017. С. 107-109. (0.19 п.л. / 0.17 п.л.)

12. Гаврюшин С.С., Ягодников Д.А., Короткая О.В. Структурный подход при компьютерном моделировании камер сгорания ЖРД // Сб. тезисов Всерос. науч.-техн. конф. «Механика и математическое моделирование в технике», посв. 100-летию со дня рожд. Героя Соц. Труда, лауреата Ленин. и Гос. премий СССР, члена-корр. АН СССР, заслуж. деятеля науки и техн. РСФСР, д.т.н. В.И. Феодосьева. М: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. С. 234-236. (0.18 п.л. / 0.16 п.л.)

13. Гаврюшин С.С., Короткая О.В. Расчет и проектирование циклически симметричных сложных технических конструкций на примере жидкостного ракетного двигателя // Тезисы докл. XXII Межд. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М: ООО «ТРП», 2016. С. 76-78. (0.19 п.л. / 0.17 п.л.)

14. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика математического моделирования для термопрочностного расчета камеры сгорания инновационного ЖРД // Труды XXVII Межд. Инновационно-ориентир. Конф. Молодых Ученых и Студентов (МИКМУС-2015), М.: Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, 2015. С. 70-72. (0.19 п.л. / 0.18 п.л.)

15. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика расчета и проектирования сверхсложных конструкций с помощью МКЭ и метода подмоделей на примере камеры сгорания ЖРД // Мат. VIII Межд. научн.

симп. «Проблемы прочности, пластичности и устойчивости в механике деформируемого твердого тела», Тверь: Тверской государственный технический университет, 2015. С. 152-155. (0.25 п.л. / 0.2 п.л.)

16. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Термопрочностной расчет сопловой части камеры сгорания перспективного жидкостного ракетного двигателя с кислородным охлаждением с использованием метода подмоделей для оптимизации финансирования при создании новых ЖРД // Сб. матер. Всерос. науч.-техн. конф. «Ракетно-космические двигательные установки», посв. 90-летию со дня рождения заслуж. деятелей науки и техники РФ, лауреатов Гос. премии СССР, д.т.н., проф. В.М. Кудрявцева и В.М. Поляева и 185-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана, М.: ИИУ МГОУ, 2015. С. 65-67. (0.19 п.л. / 0.17 п.л.)

17. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика термопрочностного расчета камеры сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Авиакосмические технологии (АКТ-2015): Труды XVI Всерос. науч.-техн. конф. и школы молодых ученых, асп. и студ., Воронеж: ООО Фирма «Элист», 2015. С. 47-49. (0.19 п.л. / 0.17 п.л.)

18. Расчет и проектирование камеры сгорания перспективного ЖРД на основе метода подконструкций / Короткая О.В. [и др.] // Ракетные двигатели и энергетические установки. Мат. докл. Всерос. науч.-техн. конф., посв. 70-летию основания каф. ракетных двигателей КАИ, Казань, Изд-во Казан. ун-та, 2015. С. 149-152. (0.25 п.л. / 0.18 п.л.)

19. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Расчет камеры сгорания ЖРД с кислородным охлаждением на основе метода подконструкций // Мат. XXI Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М.: ООО «ТРП», 2015. С. 16-18. (0.19 п.л. / 0.17 п.л.)

20. Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Расчет камеры сгорания перспективного ЖРД на основе метода подконструкций // Мат. XX Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М.: ООО «ТР-принт», 2014. С. 50-52. (0.19 п.л. / 0.18 п.л.)

21. Гаврюшин С.С., Короткая О.В. Термопрочностной расчет сопловой части ЖРД // Мат. XIX Междунар. симп. «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М.: ООО «ТР-принт», 2013. С. 64-65. (0.13 п.л. / 0.1 п.л.)

22. Короткая О.В. Поверочный расчет сопловой части ЖРД с использованием метода подконструкций // Междунар. молодеж. науч. конф. по естественнонаучным и техническим дисциплинам «Научному прогрессу – творчество молодых», 20-21 апр. 2012 г. Мат. и докл., Йошкар-Ола: Поволжский государственный технологический университет, 2012. С. 86-87. (0.12 п.л.)