

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (НАЦИОНАЛЬНЫЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



ХОМОВСКИЙ ЯРОСЛАВ НИКОЛАЕВИЧ

**ОЦЕНКА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
НА РАННЕЙ СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук
профессор Демидов А.С.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Список сокращений	4
Введение.....	5
1. Обзор литературы.....	11
1.1 История развития ГПВРД.....	11
1.2 Обзор конструктивных схем двигателей и аппаратов.....	16
1.2.1 Схема осесимметричного двигателя	18
1.2.2 Схема подфюзеляжного двигателя.....	19
1.2.3 Схемы ВЗУ	20
1.3 Расчёты на прочность элементов конструктивных схем	21
1.4 Выводы по первому разделу	23
2. Проблемы прочности конструктивных узлов ПВРД и постановка задачи исследования.....	24
2.1 Особенности конструктивных схем	24
2.2 Постановка задачи исследования	26
2.3 Особенности углерод-углеродных композитных материалов (УУКМ) ..	28
2.4 Основные проблемы прочностного проектирования ПВРД.....	32
2.5 Сопоставление напряжений в тонкостенных элементах, возникающих от температурных и силовых факторов.....	33
2.6 Выводы по второму разделу.....	34
3. Расчёты НДС.....	35
3.1 Приближенное исследование напряжённого состояния ВЗУ.....	36
3.1.1 Исследование напряжённого состояния ВЗУ методом конечных элементов	39
3.2 Расчёты НДС камеры сгорания.....	44
3.2.1 Приближенное определение изгибных напряжений в элементах подфюзеляжной конструкции ЭУ с помощью уравнения трёх моментов.....	44
3.2.2 Исследование напряженного состояния камеры сгорания подфюзеляжной схемы	47

3.2.3	Исследование напряженного состояния камеры сгорания осесимметричной схемы.....	49
3.3	Рекомендации по проектированию элементов ДУ	51
3.4	Гипотетические критерии УУКМ.....	52
3.4.1	Примеры расчетов	53
3.5	Сравнение подфюзеляжной и осесимметричной схем.....	57
3.6	Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена.....	59
3.7	Сравнение расчётов балок из изотропного и анизотропного материалов	69
3.8	Выводы по третьему разделу	71
4.	Расчётно-экспериментальное исследование напряжённого состояния элементов КС	72
4.1	Методы расчётно-экспериментального исследования	72
4.2	Численное моделирование напряжённого состояния.....	73
4.3	Постановка эксперимента.....	78
4.3.1	Материал модели.....	79
4.4	Описание метода. Методика определения теплофизических свойств материала.....	80
4.4.1	Моделирование методом фотоупругости	81
4.5	Экспериментальная установка	83
4.6	Проведение экспериментов на установке ППУ-7	83
5.	Заключение.....	88
	Список использованных источников	90

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ВЗУ – воздухозаборное устройство

ЖРД – жидкостный ракетный двигатель

ПВРД – прямоточный воздушно-реактивный двигатель

ЛА – летательный аппарат

ДУ – двигательная установка

РДТТ – ракетный двигатель твёрдого топлива

КМ – композитный материал

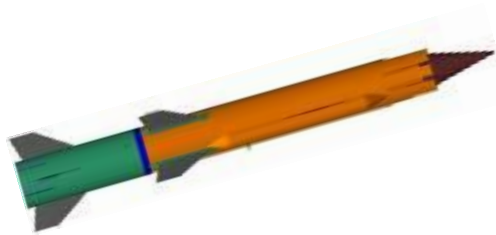
УУКМ – углерод-углеродный композитный материал

НДС – напряжённо-деформированное состояние

ВВЕДЕНИЕ

- Актуальность темы

Во второй половине XX-го века и особенно в последние десятилетия в области авиационной и ракетной техники активно ведётся работа над созданием и совершенствованием прямоточных двигателей. Такие двигатели достаточно экономичны, относительно просты по конструкции, имеют высокие массовые характеристики и способны действовать на больших скоростях и высотах полёта по сравнению с ракетными и другими двигателями [1 – 11].



Program HyFly DCR



Program X-51A



X-15 ("изделие 115")



BrahMos-II

Рис.1 - Варианты применения осесимметричных и подфюзеляжных схем в ракетостроении

В настоящее время существует множество схем прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Их достоинства и недостатки можно рассматривать с различных позиций, например, с точки зрения газодинамических характеристик, надежности, ресурса, стоимости и пр. Тема работы является актуальной во всех отношениях: тип двигателей; назначение и область их применения; обеспечение их прочностной надёжности.

Важным является сравнение двух типов схем ПВРД (подфюзеляжной и осесимметричной) с идентичной областью применения с точки зрения прочности

на начальных этапах проектирования, что, в конечном счёте, поможет выявить оптимальную в этом отношении конструкцию.

Одной из групп удельных параметров двигателя, характеризующих его техническое совершенство, являются параметры, описывающие его массу, которая напрямую зависит от напряжённо-деформированного состояния (НДС). При этом следует учитывать аэродинамический нагрев летательного аппарата и особенности применения композитных материалов (КМ) при проектировании.

- Цель и задачи диссертации

Целью работы является разработка методов прочностной оценки различных конструктивных схем на ранних этапах проектирования с учётом критериев прочности и особенностей конструкционных материалов.

Реализация цели включает решение следующих задач:

1. Разработать порядок расчётного анализа прочности конструкций подфюзеляжной и осесимметричной схем. Три этапа анализа: приближённые методы; МКЭ; выявление опасных мест.
2. Разработать критерии оценки НДС с учётом особенностей углерод-углеродных композитных материалов (УУКМ).
3. Рассмотреть контактную задачу теплообмена в УУКМ и выявить её связь с НДС.
4. Провести численные эксперименты по исследованию НДС конструкций; выявить влияние форм и размеров тонкостенных каналов на концентрацию напряжений в конструкции.
5. Доработать экспериментальную установку и провести исследования напряжённого состояния на моделях из оптически активного материала.
6. Провести верификацию расчётных и экспериментальных данных.
7. Разработать рекомендации по проведению расчётов на прочность и выбору конструктивных схем двигателей на ранних этапах проектирования.

- Научная новизна исследования

В соответствии с поставленными в работе задачами автором получены следующие научные результаты, обладающие научной новизной:

1. Разработана методика, позволяющая определить и наилучшим образом совершенствовать наиболее опасные конструктивные элементы ДУ.
2. Разработаны критерии прочности, связанные с использованием УУКМ.
3. Предложен уточнённый способ решения теплоконтактной задачи в слоях УУКМ с учётом твёрдости поверхностного слоя углеродного волокна.
4. Предложен оптимальный вариант конструктивной схемы ДУ.

- Предмет и объект исследований

Предмет исследований – расчётные и натуральные модели конструктивных схем и элементов ПВРД под воздействием температурных и механических нагрузок.

Объект исследований – конструктивные узлы подфюзеляжной и осесимметричной схем ПВРД.

- Методология и методы исследования

Достижение поставленных целей осуществлялось путем расчетно-экспериментальных исследований. Расчеты выполнялись с помощью инженерных методик, новых и известных численных методов с использованием CAD/CAM-систем САПР типа SolidWorks и Ansys. Экспериментальная часть выполнялась с использованием метода оптического моделирования на поляризационно-проекционной установке.

- Достоверность научных положений

Определяется корректностью поставленных задач, проведенными расчётными и экспериментальными исследованиями, удовлетворительной сходимостью результатов этих исследований.

- Теоретическая и практическая ценность результатов

Теоретическая ценность результатов заключается в том, что: 1) предложена определённая последовательность проведения расчётов напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструктивных схем; 2) предложенные критерии позволяют отдельно оценить влияние нагружения конструкции температурным градиентом и давлением; 3) предложен уточнённый способ решения теплоконтактной задачи в слоях УУКМ с учётом твёрдости поверхностного слоя углеродного волокна.

Практическая ценность результатов заключается в анализе прочности основных схем и выявлении перспективного направления для дальнейших исследований ПВРД, также даны рекомендации по проектированию ПВРД.

- Положения, выносимые на защиту

1. Методика совершенствования конструктивных элементов ПВРД путём определения напряжений с учётом коэффициентов концентрации напряжения в угловых стыках коробчатых оболочек.

2. Методика определения напряжений в структуре УУКМ с учётом теплообмена в волокнах и свойств поверхностного слоя волокон.

3. Результаты экспериментальных исследований моделей элементов тракта прямоточного двигателя.

- Личный вклад автора

Автор являлся инженером кафедры и ответственным экспериментатором представленных расчетно-экспериментальных исследований. Из публикаций в диссертацию включены также результаты, полученные автором самостоятельно и при его непосредственном соучастии со своими руководителями и коллегами. Содержание диссертации и автореферата обсуждено и согласовано со всеми соавторами.

- Структура и объем диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов, списка литературы из 80 наименований, содержит 61 рисунок, 18 таблиц. Общий объем работы 96 страниц, включая рисунки и таблицы.

- Апробация работы

Достоверность работы обеспечена применением для расчётов программных комплексов, зарекомендовавших себя и сертифицированных для решения подобного рода задач.

Результаты работы по мере их получения были доложены на 3-х Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (Москва 2013, 2014, 2016).

- Публикации

По теме диссертации опубликовано 5 научных работы, из них 4 в рецензируемых научных изданиях.

- Основные научные результаты диссертации опубликованы в работах:

- *Журналы из перечня ВАК:*

1. Хомовский Я.Н., Абашев В.М., Демидов А.С., Киктев С.И., Ерёмкин И.В. Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена //Вестник Московского авиационного института. 2017. № 4 том 24. С. 7-13.

2. Хомовский Я.Н. О концентрации напряжений в тонкостенных каналах газоздушного тракта ГПВРД //Научно-технический вестник Поволжья. 2018. №8. С. 34-36.

3. Хомовский Я.Н. Исследование особенностей напряженного состояния канала коробчатой формы прямооточного двигателя // Труды МАИ. 2018. №101, http://mai.ru/upload/iblock/706/КНомовskiy_rus.pdf

4. Хомовский Я.Н. Влияние радиусов сопряжения стенок коробчатых каналов гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя на их напряжённое состояние //Двигатель. 2018. №4 с.16-17.

Другие издания:

1. Хомовский Я.Н., Демидов А.С. Особенности расчётов и выбор критериев напряжённо-деформированного состояния для тонкостенных конструктивных элементов из углерод-углерод композитных материалов //Sciences of Europe. 2016. No 9(9) vol 4 с.80-84.

- Благодарности

Хочу выразить благодарность своему научному руководителю доктору технических наук, профессору Демидову Анатолию Семёновичу, а также доктору технических наук, профессору Абашеву Виктору Михайловичу за постановку задач, помощь в организации работы и обсуждении результатов.

Хочу также поблагодарить коллектив кафедры 203 МАИ за помощь в проведении экспериментальных исследований и в частности инженера Козлова Георгия Алексеевича

1. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

1.1 История развития ГПВРД

Идея создания летательных аппаратов, способных летать со скоростями больше скорости звука появилась ещё до второй мировой войны, но перейти от теории к практике удалось только в 50-х годах. Наиболее оптимальным оказалось использование в качестве маршевых ступеней двигателей прямоточных схем.

Одним из первых примеров использования данного типа двигателя была сверхзвуковая крылатая ракета G-26 с максимальным числом $M = 4$. Двухступенчатая система включала стартовую ступень, оснащённую двумя ЖРД XLR-71-NA-1 и маршевую с двумя ПВРД XRJ-47-W5. Вследствие того, что ПВРД не может развить тягу на начальных этапах полёта, а при малых скоростях полёта он малоэффективен ($M < 3,5$), летательные аппараты необходимо снабжать разгонными двигателями. С ноября 1956г. Начались лётные испытания G-26. После ряда неудачных пусков было принято решение о закрытии программы. Примечательно, что обшивка и силовой набор ракеты изготавливались из нержавеющей стали.

Перспективной является еще одна разработка США — FALCON, которая представляет собой самолет-носитель и гиперзвуковой планер с развиваемой скоростью 10М. Учитывая сложность технических проблем создание полномасштабной системы планируется не ранее 2030 года.

В России (СССР) разработкой подобных систем занимается Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) имени П. И. Баранова. В 1949-1951 гг. совместными усилиями ЦИАМ и ЛИИ была создана первая двухступенчатая ракета Р-200 с СПВРД [12]. Во время испытаний ракета сбрасывалась с самолёта Ту-2 и разгонялась РДТТ до скорости с числом $M=2,1-2,3$, после чего включался СПВРД и выводил ракету на маршевый режим с $M=2,6-2,7$.

В 1970-х годах стартовали работы по созданию гиперзвукового ПВРД и гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) «Холод» на базе ракеты С-200 [13],

[14], на которой в Казахстане было проведено уникальное лётное испытание гиперзвукового ПВРД на скорости 5,7М. На данный момент институт ведёт работы по перспективной ГЛЛ «Игла» («Исследовательский гиперзвуковой летательный аппарат») и «Холод-2» со сверхзвуковым ПВРД. В 1994-1998 гг. КБХА совместно с ЦИАМ им. Баранова разработало экспериментальный осесимметричный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД). К 1999 году в общей сложности было проведено 7 успешных полётов. В ходе лётных испытаний было получено длительное время работы ГПВРД – более 77с при сохранении работоспособности камеры после выключения.

В мае 2002 года был успешно протестирован двигатель DCR в рамках программы NuFly в аэродинамической трубе при моделируемой скорости 6,5М и условной высоте 27,4 км. Позже, в рамках программы FASTT в 2005 году был произведён полёт длительностью 15 секунд и со скоростью 5815 км/ч. Далее следовали ряд неудачных запусков в 2007, 2008 и 2010-х годах.

С 1990 г. разработкой ГПВРД занимается и Индия [15]. Ракета AKASH (рис. 2) является зенитной управляемой ракетой передвигного комплекса ПВО. Двигатель оснащён воздухозаборником с боковым расположением четырёх патрубков за носовой частью ракеты. Стартовая ступень представляет собой РДТТ с сбрасываемым стартовым соплом. Маршевая ступень – РПД с твёрдым топливом.

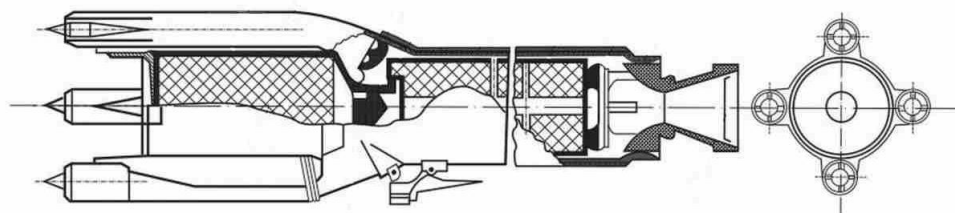


Рис.2 - Ракета AKASH

Разработка гиперзвуковой ракеты BrahMos-2 ведётся «НПО Машиностроения» совместно с Индией, и 5 февраля 2013 года появились фотографии её модели. Предполагаемая максимальная скорость составляет 7М.

Английская фирма Bristol Aircraft Company в 1957 г. разработала зенитную управляемую ракету Bloodhound. Разгон ракеты осуществлялся с помощью четырёх автономных стартовых РДТТ, в качестве маршевого использовались два модуля ПВРД на жидком углеводородном топливе. Мобильный её вариант находился на вооружении Великобритании более 35 лет до 1991 г. Максимальное число Маха = 2.

Одним из первых примером использования ГПВРД подфюзеляжных схем является французская ракета CHEFREN (рис. 3), которая создавалась в рамках концепции демонстрационной ракеты малой радиолокационной заметности. Маршевым двигателем был ГПВРД на жидком топливе. Ракета имела плоский воздухозаборник, расположенный на верхней части корпуса.



Рис.3 - Ракета CHEFREN

Примером использования осесимметричной схемы является экспериментальная модель австралийской ракеты NuShot (рис. 4), которая предназначалась для исследований рабочего процесса ГПВРД в реальных условиях полёта при числе $M=7,6$ на высоте 36 км. В качестве топлива использовался газообразный водород, содержащийся в цилиндрическом баке. Топливо эжектировалось в камеру сгорания при звуковых скоростях. Предполагалось, что максимальная температура в камере достигнет 3000°C , при этом ее стенки толщиной 15 мм были выполнены из медно-серебряного сплава и не имели активного охлаждения.

ГПВРД был выполнен по осесимметричной схеме с прямоугольным поперечным сечением КС. Особое внимание уделялось тепловым деформациям стенок камеры (к концу полёта длина двигателя увеличивалась на 3 мм).



Рис.4 - Ракета HyShot

В США первый ГПВРД для летных испытаний с целью демонстрации тягово-экономических характеристик в реальных условиях гиперзвукового полета был создан по программе Hypersonic Research Engine (1964г) [16]. Этот двигатель имел осесимметричную конфигурацию - воздухозаборник с профилированным центральным телом, кольцевую камеру сгорания, осесимметричное сопло. В качестве топлива рассматривался жидкий водород. Летные испытания этого двигателя планировалось проводить на ракетном самолете X-15 при числах Маха полета $M < 6$. Из-за отказа системы подачи жидкого водорода в камеру сгорания в первом полете и аварии самолета X-15 во втором полете программа летных испытаний была закрыта.

Ещё одной разработкой программы «HyFly» является ГПВРД DCR (рис. 5) [17,18]. Конструкция обладает осесимметричной схемой с воздухозаборником, расположенным в носовой части. Воздухозаборник состоит из двух кольцевых вводов: один направляет воздух в газогенератор (камеру сгорания ПВРД), другой в сверхзвуковую камеру сгорания. Камера сгорания была изготовлена из композиционных материалов Si/SiC и композитов на основе титановой матрицы. Стартовой ступенью являлся небольшой ракетный ускоритель РДТТ. Время полёта составляло около 7 минут при максимальном числе $M = 6,5$.

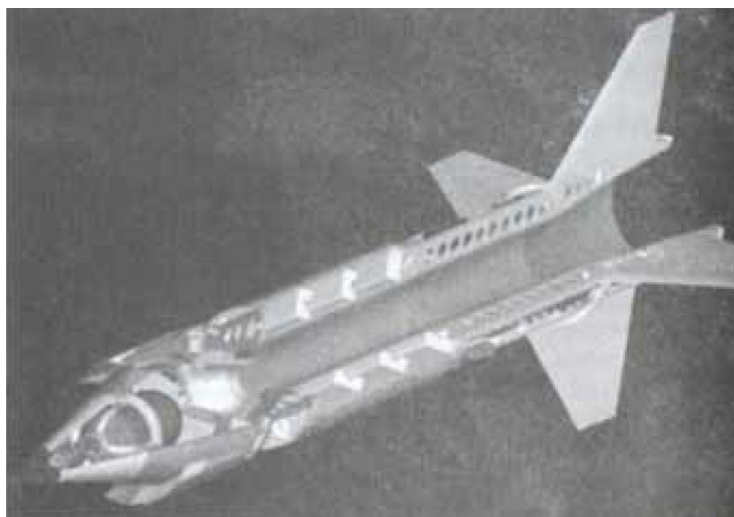


Рис.5 - Ракета с ГПВРД DCR

ГПВРД подфюзеляжной схемы NXFE был разработан по программе NASA Hyper-X для лётных испытаний в составе ГЛА X-43A (рис. 6). В качестве топлива использовался газообразный водород. Камера сгорания имела прямоугольное поперечное сечение с размерами на входе 108 мм по высоте и 508 мм по ширине. Неохлаждаемые стенки камеры сгорания были выполнены из медного сплава и рассчитаны на ресурс 10 с. Система разгона – комбинированная: сначала самолёт-носитель В-52 поднимает ГЛА на высоту 12,2 км, после его сброса разгон осуществляется ракетой «Пегас». Первые успешные испытания аппарата были проведены в 2004 году, при этом был установлен новый мировой рекорд скорости – $M=10$.

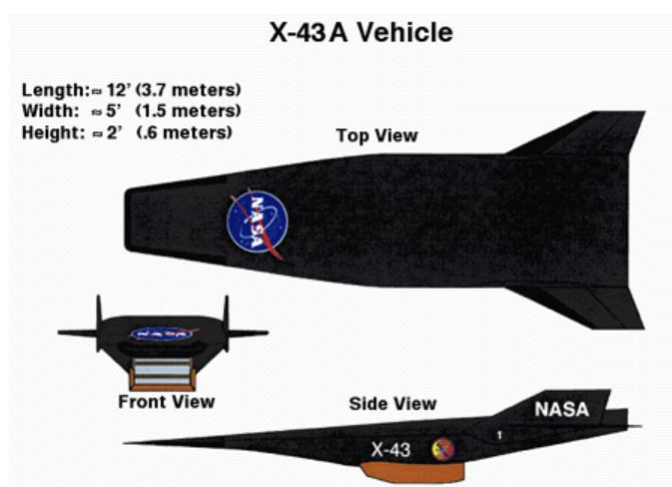


Рис.6 - ГЛА X-43A

С 2003 года компания DARPA реализует программу SED-WR по созданию демонстрационных образцов ГПВРД. В 2004 г. для решения этой задачи

специалисты и учёные Исследовательской лаборатории ВВС США сформировали консорциум компаний и в 2005 г. разрабатываемый аппарат официально получил наименование X-51 А. (рис.7)



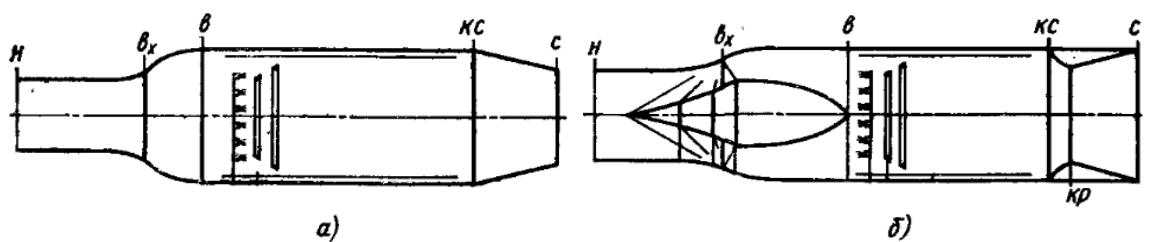
Рис.7 - X-51А

Компоновочная схема ракеты состоит из трёх основных элементов: базовой части, переходного отсека и твёрдотопливного ускорителя, формирующих единый обводной контур фюзеляжа. Первая составляющая включает в себя гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Пуск ракеты осуществляется с борта стратегического бомбардировщика.

Развитие двигателей прямоточных схем, как мы видим, происходит параллельно в различных странах. Первоначально двигательные установки были выполнены в основном в виде осесимметричных схем. Однако наблюдается тенденция использования коробчатых форм. Это может быть обусловлено тем, что они лучше компонуются с летательными аппаратами.

1.2 Обзор конструктивных схем двигателей и аппаратов

В зависимости от области применения ПВРД можно разделить на три основные типы: дозвуковые, сверхзвуковые (СПВРД) и гиперзвуковые (ГПВРД) (рис. 8).



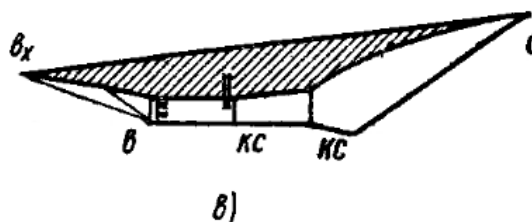


Рис.8 - Схемы РВРД: *а* – дозвуковые; *б* – СПВРД; *в* – ГПВРД
(*н* - нос, *вх* - вход, *кС* - камера сгорания, *кр* - критическое сечение, *с* - сопло)

Рассматриваемые в данной работе двигательные установки РВРД условно разделяются на два варианта: подфюзеляжные и осесимметричные (рис. 9).

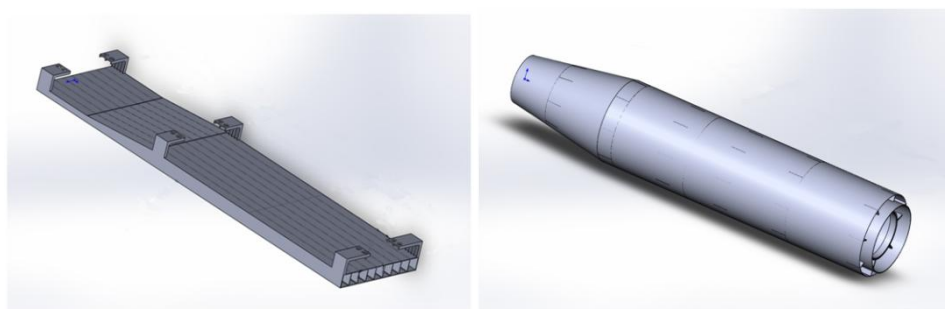


Рис.9 - Схемы подфюзеляжного и осесимметричного двигателей

Примером конструктивной схемы подфюзеляжного варианта является ГЛА Х-43А (рис. 6).

Примером конструктивной схемы осесимметричного типа является ГПВРД DCR (рис. 5). Применительно к данной схеме используются формулы расчёта НДС для цилиндрических тонкостенных оболочек, которые в отношении прочности имеют преимущества перед оболочками коробчатой формы.

Основной особенностью гиперзвуковой ракеты Х-51 является конструктивное решение по интеграции подфюзеляжного и осесимметричного вариантов в единой двигательной установке (рис. 10). Так, ВЗУ имеет прямоугольное поперечное сечение, изолятор состоит из трех секций переменного сечения, а камера сгорания и сопло выполнены в виде цилиндрических оболочек.



Рис.10 - Общий вид ГПВРД X-51 с изолятором переменного по форме сечения

1.2.1 Схема осесимметричного двигателя

Геометрия ПВРД первоначально определяется его расчётной скоростью полёта [19-24]. Принципиальная схема осесимметричного ПВРД весьма проста (рис. 11) [25 – 27]. Она имеет следующие части: входное устройство, камеру сгорания и сопло. При больших сверхзвуковых скоростях полёта ($M > 3,5$) в воздушно-реактивных двигателях необходимое повышение давления осуществляется за счёт сжатия набегающего потока в воздухозаборнике [28].

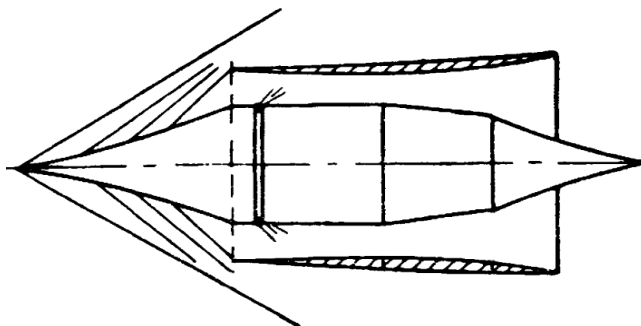


Рис.11 - Принципиальная схема осесимметричного ПВРД

Самый простой вариант осесимметричной схемы – это однорежимный двигатель с жесткой геометрией, рассчитанный для полета с одной определенной скоростью (011). Многорежимный двигатель, предназначенный для полета на различных скоростях и при различных подогревах, должен быть снабжен регулируемым диффузором и соплом (рис. 12).

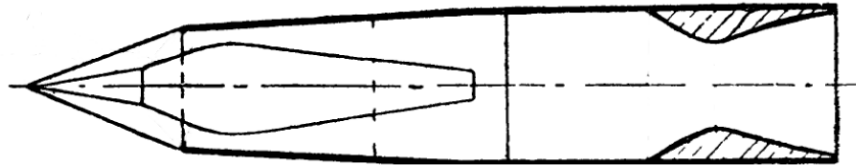


Рис.12 - Схема многорежимного ПВРД

Форму сверхзвукового диффузора выбирают так, чтобы на расчётной скорости полёта диффузор работал с внешним поджатием потока. При скоростях полёта $M > 2$ используют многоскачковый диффузор, где давление повышается значительно эффективнее.

ГПВРД оснащены камерами сгорания со сверхзвуковым течением рабочего тела (в отличие от СПВРД). В этом случае во входном диффузоре происходит лишь частичное преобразование кинетической энергии набегающего воздуха в работу сжатия. Камеры сгорания можно подразделить на однорежимные, предназначенные для работы в узком диапазоне составов смеси, скоростей и давлений воздуха и расходов горючего, и на многорежимные, предназначенные для работы в широком диапазоне скоростей и высот полета, а, следовательно, в широком диапазоне скоростей и давлений потока по камере, составов смеси и расходов горючего. Температура продуктов сгорания на выходе из камеры сгорания достигает для современных ПВРД величины $2200 \div 2500$ ° [29]. Вследствие наличия гидравлических потерь и роста скорости давление в камере несколько снижается.

1.2.2 Схема подфюзеляжного двигателя



Рис.13 - Схема ЛА с подфюзеляжным типом двигателя

Подфюзеляжная схема ГПВРД имеет основные узлы, аналогичные в функциональном отношении узлам осесимметричной схемы (рис. 13).

Проточный тракт представляет собой ряд каналов, имеющих прямоугольное сечение и разделённых друг с другом продольными стойками. Количество каналов может изменяться на протяжении длины тракта ДУ.

1.2.3 Схемы ВЗУ

При проектировании ВЗУ считается важным обеспечить не только рациональную интеграцию с планером летательного аппарата, но и высокую эффективность и газодинамическую устойчивость. Современные воздухозаборные устройства обладают пространственной формой, зачастую рассчитанную с учётом несимметричной компоновки.

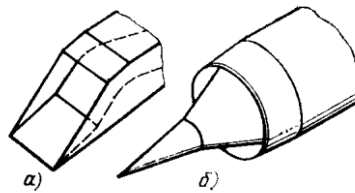


Рис.14 - Плоское *a* и осесимметричное *б* входные устройства

По форме поверхности торможения различают плоские и осесимметричные входные устройства.



Рис.15 - Схемы ВЗУ и их расположение относительно ЛА

В зависимости от места расположения на ЛА входные устройства могут подразделяться на лобовые, боковые и подфюзеляжные (расположенные у корня крыла). Последние, в свою очередь, могут располагаться под разными углами к фюзеляжу.

Тип ВЗУ трактует схему организации рабочего процесса в камере сгорания. Обеспечение его целостности на протяжении всего времени полёта является весьма важной задачей

1.3 Расчёты на прочность элементов конструктивных схем

Проектирование силовых конструкций включает в себя две задачи: выбор конструктивной схемы и определение параметров конструктивных элементов. Первая задача определяется зачастую опытом и предпочтениями конструктора. Решение второй задачи на ранней стадии проектирования может быть определяющим при разработке ДУ.

В данной работе, как говорилось выше, рассматривается напряженно-деформированное состояние двух схем. Для оценки прочности подфюзеляжных схем в некоторых случаях достаточно рассмотреть один канал (рисунок 16 (а)), представляющий собой пространственную конструкцию, составленную из прямоугольных пластин. Такие конструкции часто называют коробчатыми оболочками.

Большое количество работ по этой теме принадлежит В.З. Власову и его ученикам [74], но они относятся к области строительных конструкций. В ряде работ рассматриваются вопросы, связанные с прочностью стержней, поперечное сечение которых представляет собой замкнутый прямоугольный профиль, а нагрузками являются приложенные снаружи изгибающие и крутящие моменты. Эффект воздействия внутреннего давления и градиента температур на такие конструктивные элементы не рассматривался.

До появления вычислительных машин, в которых ввод данных осуществлялся с помощью перфокарт, расчеты на прочность коробчатых оболочек велись приближенными аналитическими методами. Краткую справку по истории вопроса можно найти в книге [50]. Один из методов расчета неразрезных пластин был положен в основу расчета коробчатой оболочки К.К. Лихаревым [30]. Общая картина напряженно-деформированного состояния тонкостенного канала квадратного проходного сечения на достаточном удалении от входа и выхода может быть представлена на рисунке 16 (б, в, г). Метод, изложенный в источнике [30,76], заключается в том, что коробчатая оболочка должна быть развернута в плоскую пластину, а ребра превратиться в опоры. Сравнительные результаты определения при одинаковом допуске напряжении, равном 15 кг/мм^2 в

тонкостенной прямоугольной коробке и сферическом сосуде такого же объема ($0,25 \text{ м}^3$), допускаемое внутреннее давление в первом случае оказалось равным $1,15 \text{ кг/см}^2$, а во втором случае 75 кг/см^2 [76]. Максимальные напряжения в коробке относятся к угловым ребрам и являются изгибными, а в сферическом сосуде, представляющем идеальную конструкцию – мембранными. Заметим, что напряжения в углах коробки должны существенно зависеть от радиусов скруглений в них, что в методе Лихарева К.К. не учитывалось.

Самая простая схема осесимметричного варианта, состоящая из 1 оболочки, хорошо изучена. Однако, если говорить о двух соосных цилиндрических оболочках, соединённых между собой пилонами, то данная схема требует специального исследования.

Расчёты приближёнными методами коробчатых и цилиндрических оболочек широко описаны в литературе [31, 32], где рассматривается как механическое, так и температурное нагружения. Данные методы дают общее представление о напряжённо-деформированном состоянии.

Однако, на ранних стадиях проектирования есть необходимость учитывать конструктивные особенности, специфику внешних нагрузок и свойства материалов для изделий [78].

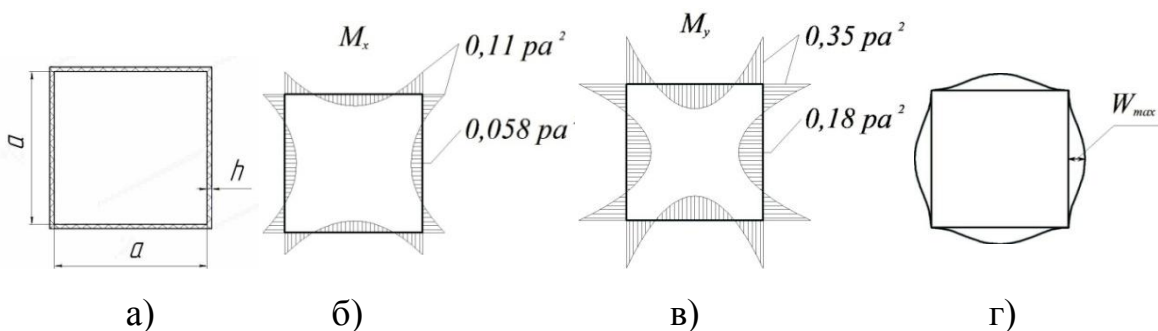


Рис.16 - Сечение канала (а); эпюры изгибающих моментов M_x (б), M_y (в); эпюра прогибов W (г)

Применение метода конечных элементов позволяет учесть реальные геометрические размеры оболочки коробчатого сечения на стыке пластин и уточнить максимальные напряжения в этих местах [33]. Применение МКЭ рассматривается в книге [34], без дальнейшей отсылки на оптимизацию конструкции. Применению различных методов и их комбинации для

проектирования силовой конструкции в известных источниках [35-41] на данный момент уделялось недостаточно внимания.

Вместе с тем в конструкции двухъярусной цилиндрической оболочки есть особые места, в которых напряжения могут быть опасными. К ним относятся, например, места стыка пилонов с оболочками. Напряженное состояние в таких местах требует исследования, по крайней мере, численными методами. В еще большей степени это относится к напряжениям в углах коробчатых оболочек. Для изготовления коробчатых каналов прямооточных двигателей высокоскоростных ЛА все чаще используются УУКМ, но вследствие специфической структуры их напряженно-деформированное состояние оценить сложнее, чем в конструкции из металла. Такая задача требует особого анализа с учетом влияния контактных напряжений в волокнах на теплопередачу и наоборот.

1.4 Выводы по первому разделу

История разработки ПВРД тесно связана с военно-техническим прогрессом, поэтому развитие данной технологии происходит параллельно в различных странах.

Наиболее перспективным оказывается использование комбинированных силовых установок, где в качестве маршевых ступеней выступают гиперзвуковые прямооточные воздушно-реактивные двигатели.

Условно все схемы двигательных установки для высокоскоростных полётов можно разделить на подфюзеляжные (или коробчатые) и осесимметричные.

Важным вопросом на начальных этапах проектирования являются выбор оптимальной конструктивной схемы с точки зрения массово-габаритных характеристик и общей надёжности двигательной установки.

С развитием конечноэлементных методов расчётов НДС есть необходимость сопоставления результатов расчётов методами МКЭ и приближёнными методами.

Существующие методы не всегда учитывают концентрацию напряжений в элементах двигателя, особенно при нагружении тонкостенного элемента

градиентом температур и перепадом давлений. Результаты расчётов приближёнными методами не учитывают радиусы скругления в углах схем конструктивных элементов. Соответственно требуется проведение конечноэлементных и экспериментальных исследований.

2. ПРОБЛЕМЫ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКТИВНЫХ УЗЛОВ ПВРД И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЯ

2.1 Особенности конструктивных схем

На рисунке 16 показан продольный разрез подфюзеляжной схемы. Говоря о конструктивных схемах двигательных установок прямоточных двигателей, как правило, рассматриваются две: подфюзеляжная и осесимметричная. Анализ результатов расчетов и экспериментальных исследований этих схем показывает их достоинства и недостатки. В настоящее время нет окончательного решения, касающегося кардинального преимущества той или иной схемы. Тем не менее, сейчас предпочтение отдается подфюзеляжной схеме, так как она обеспечивает хорошую компоновку с гиперзвуковым летательным аппаратом и, при определенных условиях, большую дальность полета.

Существует еще один определяющий критерий – прочность конструкции при ее минимальной массе. На первый взгляд осесимметричная схема должна быть более прочной из-за своей геометрической формы, однако такой вывод можно сделать только на основании специального исследования.

Ниже приведены две концептуальные схемы конструкций ПВРД с приближенными значениями распределения температуры и давления по их тракту и местами крепления к (несущему) корпусу ЛА.

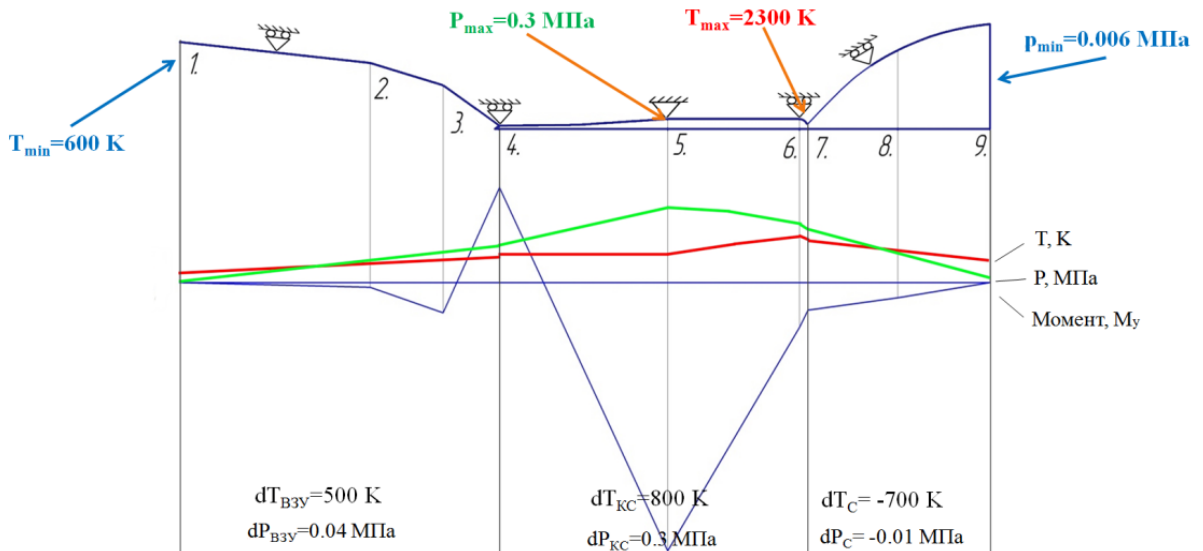


Рис.17 - Изменение температуры, давления для схемы подфюзеляжной конструкции ПВД (приведены величины параметров по участкам)

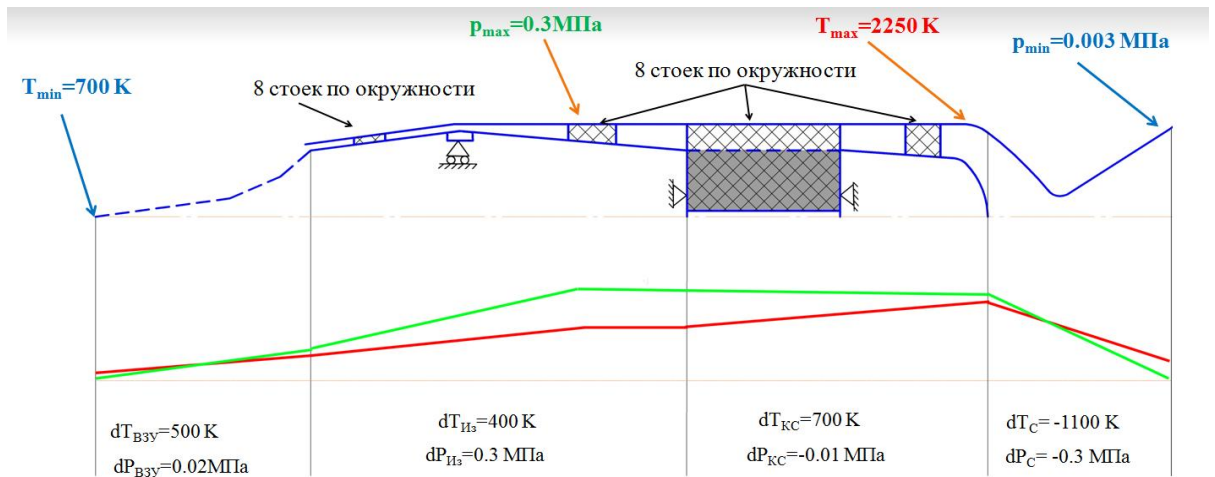


Рис.18 - Изменение температуры, давления для схемы осесимметричной конструкции ПВД (приведены величины параметров по участкам)

На рисунке 107 показано изменение температуры и давления по тракту подфюзеляжной схемы. Основными элементами конструкции являются: воздухозаборное устройство (ВЗУ) (сечения 1-4), изолятор и камера сгорания (участки 4-6), сопло (участки 6-9). ВЗУ образовано плоскими участками конструкции 1-2, 2-3, 3-4, формирующими скачки уплотнения, где происходит торможение воздуха до сверхзвуковой скорости. Изолятором принято называть устройство, которое служит для блокировки движения обратных потоков между воздухозаборником и камерой сгорания. Он служит также для торможения

набегающего потока. Изолятор и камера сгорания являются многоканальными. Участок 7-9 представляет собой плоское сопло Лавалья.

На рассматриваемые элементы действуют осевые перепады температуры dT . В сопле градиент температуры имеет противоположное направление. Также на элементы конструкции тракта действует давление, изменение которого характеризует индекс dP .

На рисунке 16 указаны места крепления двигателя к летательному аппарату. Выбрана оптимальная схема подвески, в которой жёсткое крепление расположено в средней части ПВРД. При этом максимальные температурные перемещения будут иметь место в начальной и концевой частях конструкции, где находятся скользящие опоры.

Аналогичные исследования проведены для осесимметричной схемы ПВРД. На рисунке 108 показаны изменения температуры и давления вдоль оси двигателя, являющиеся основными нагрузками.

На схемах видно, что максимумы температур и давлений на схемах не совпадают.

2.2 Постановка задачи исследования

Целью работы является разработка методов сравнения различных конструктивных схем на ранних этапах проектирования и выбор наиболее оптимальной из них, с учётом критериев прочности и особенностей конструкционных материалов.

На раннем этапе проектирования примем следующий алгоритм действий:

Выбор материала конструкции.

Идентификация ключевых параметров (действующих давлений и градиентов температур). Обоснование возможности рассмотрения каждого процесса изолированно.

Декомпозиция конструкции. Проектировочные расчёты на прочность элементов конструкции. Используются в виде объектов исследования балки

(пластинки, оболочки) единичной ширины и применяются к ним соответствующие формулы расчётов.

Расчёты с помощью САЕ-систем инженерного анализа (SolidWorks Simulation);

В связи с типом использованных конструктивных материалов (УУКМ) формируются критерии прочности. Использование полученных критериев в расчётах;

На основе проведённых исследований выявляются «опасные» с точки зрения напряжённо-деформированного состояния элементы, их локальная оптимизация (конструктивная или путём замены материала), интегрирование в конструкцию и проведение повторных расчётов.

Возможная интеграция двух вариантов в один.

В данной и следующей главах будут представлены предварительные результаты расчетов на прочность конструктивных схем ЭУ. Целью расчётов является определение напряжений в основных элементах конструкции, приведение размеров элементов к таким, которые соответствуют рекомендованным запасам прочности, сравнение результатов для каждого из вариантов двигательной установки (подфюзеляжной и осесимметричной) и сравнение их между собой.

На рисунке 19 приведена схема, отражающая реальные температурные диапазоны использования конструкционных материалов в ДУ. Полимерные матричные композиты, современные алюминиевые и титановые сплавы обычно исследуются для использования в качестве материалов, обеспечивающих долговременную надежность, а также оптимальный уровень затрат на их производство [42,43].

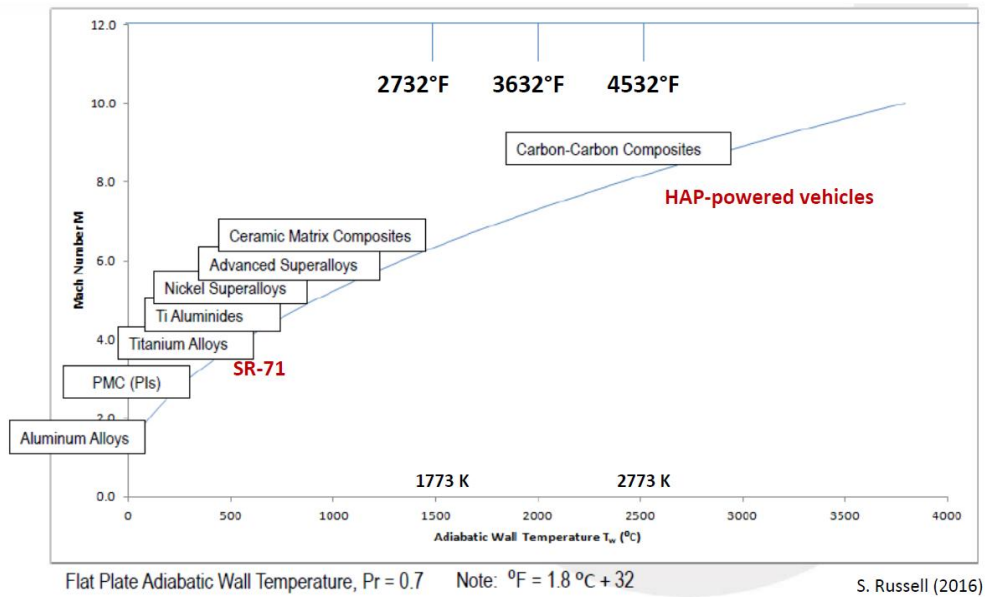


Рис.19 - Применяемые материалы для различных чисел М и температур

Зачастую применяется интеграция различных материалов (заранее оптимизированных по установленным граничным условиям) в единую конструкцию [44].

2.3 Особенности углерод-углеродных композитных материалов (УУКМ)

В основе выбора материалов для производства элементов конструкции ДУ лежит принцип удовлетворения требований, обусловленных влиянием совокупности действующих нагрузок – тепловых, механических, аэродинамических и других. Материалы должны обладать с одной стороны высокой прочностью, ударной вязкостью и жёсткостью и с другой – наименьшей плотностью и теплопроводностью. Материал также должен обладать весьма высоким модулем Юнга, чтобы выдерживать огромные напряжения гиперзвукового маневрирования.

Появление композитных материалов (КМ) обусловлено созданием конструкций, работающих в условиях высокотемпературного нагрева и повышенных механических нагрузок. Также в конструкции возникают температурные перепады, существенно превышающие значения предельных

разностей температур, что решается применением углерод-углеродных композитных материалов, обладающих высоко термостойкой матрицей.

Углерод-углеродные композитные материалы обладают стабильными механическими свойствами для температур порядка 3000 °С. Кроме того, вес композитных деталей намного меньше аналогичных деталей из алюминия, при этом они обладают превосходящей прочностью и устойчивостью к давлению, Композитные материалы также как неметаллы могут не бояться коррозии. Однако обладают низкой ударной вязкостью, что является причиной повышения коэффициента запаса прочности.

КМ представляет собой неоднородный сплошной материал, состоящий из двух и более компонентов с чёткой границей раздела фаз, среди которых можно выделить армирующие элементы (обеспечивающие необходимые механические характеристика материала) и матрицу (обеспечивающую совместную работу армирующих элементов) [45,46].

Свойства КМ формируются в процессе производства конкретной конструкции. Без учёта особенностей технологии производства нельзя правильно назначить требования к КМ и тем более к самой конструкции. Главная особенность заключается в том, что конструирование материала, разработка технологического процесса изготовления и проектирования самой конструкции – это единый взаимосвязанный процесс [47]. Важнейшим преимуществом композитов является возможность создания конструкции с заранее заданными свойствами.

Из всего вышесказанного можно сделать вывод о необходимости разработки методики проектирования конструкций из КМ.

Анизотропная природа КМ позволяет создавать элементы конструкции, работающей по заранее определённым направлениям против заранее определённых видов нагружения. Вследствие этого создаются условия для наиболее эффективного использования материала, увеличивается ресурс конструкции, повышается весовая отдача и уменьшается трудоёмкость сборки.

Углеродистые армирующие волокна обладают одними из лучших характеристик по жёсткости и прочности. Исходными материалами для волокон данного типа являются: химические волокна – вискозные или полиакрилонитрильные – и углеродные пеки. Технологический процесс получения углеродных волокон включает в себя стадии текстильной подготовки материала, окисления, карбонизации и графитизации. Процесс получения волокон из пеков включает в себя следующие стадии: приготовление пека, формирование волокна, карбонизация и графитизация.

Высокая термостойкость и химическая инертность УУКМ обеспечиваются как углеродными волокнами, так и углеродной матрицей.

В результате совмещения армирующих элементов и матрицы образуется комплекс свойств композиции, не только отражающий исходные характеристики его компонентов, но и включающий свойства, которыми изолированные компоненты не обладают. В частности, наличие границ раздела между армирующими элементами и матрицей существенно повышает стойкость материала к трещинам, и в композициях, в отличие от однородных металлов, повышение статической прочности приводит не к снижению, а, как правило, к повышению характеристик вязкости разрушения.

Ниже приведены таблицы с механическими свойствами одной из марок УУКМ в сравнении с некоторыми металлами, обладающими схожими областями применения:

Таблица 1

Механические свойства жаропрочных металлов и УУКМ

Материал	Температура, °К	Теплопроводность, т/(м×град)	Модуль Юнга при растяжении, даН/мм ²	Модуль Юнга при сжатии, даН/мм ²	Коэффициент линейного расширения, α 10 ⁶ К ⁻¹	Коэффициент Пуассона
Ниобий	300	46	12400	12400	7,12	0,39
	1000	63			8,06	
	2700	102			10,8	
Молибден	300	162	18000	18000	5,1	0,31
	1000	158			5,13	
	2700	82				

					10,65	
Тантал	300 1000 2700	63 71 100	17500	17500	6,36 7,78 11,25	0,35
Вольфрам	300	169	35000-45000	35000-45000	4,44	0,30
УУКМ*	300 2700	2	8000- 6,500* 3500- 2500*	2000- 2800* 500- 600*	-0,3; 7** 2; 6**	0,1; 0,11*

* – Различные значения по основе и по утку;

** – Различные значения по основе и перпендикулярно слоям.

Таблица 2

Свойства жаропрочных металлов и УУКМ

Материал	Температура, °К	Предел прочности при растяжении, даН/мм ²	Предел прочности при сжатии, даН/мм ²	Предел прочности при сдвиге, даН/мм ²	Относительное удлинение, %
Ниобий	300 К	25,69	25,69	-	29,3
Молибден*	300К А Б В	66,9 65,0 47,5	66,9 65,0 47,5	-	3 10 46
Тантал	300К 673К 2700К	35 22,6	35 22,6		28 18
Вольфрамовая проволока**	500К 1000К 1800 К 2200 К	310/110 200/90 70/50 20/12	-	-	-
УУКМ - свойства по основе	20 ⁰ С 1000 ⁰ С 2000 ⁰ С 2700 ⁰ С	21 26 28 22	11 12 12,5 13,5	0,9 1,5 1,2 1	0,3 0,32 0,5 3,6
УУКМ - свойства по утку	20 ⁰ С 1000 ⁰ С 2000 ⁰ С 2700 ⁰ С		13 13,6 12 13,3		

* – А - после прокатки; Б - после отжига при 1000К; В – после рекристаллизационного отжига 1230К.

** – пределы прочности проволоки при растяжении указаны сразу после изготовления / для охрупченной за 1000 часов при 1800 К в вакууме 10⁻³ мм рт. ст.

2.4 Основные проблемы прочностного проектирования ПВРД

Применительно к рассматриваемым ДУ при первой итерации решения материалом конструкции был выбран углерод-углеродный композитный материал (УУКМ).

Он обладают рядом особенностей, которые должны быть отражены в методах расчёта деталей, изготовленных из них.

К таким особенностям следует отнести:

- 1) существенную анизотропию свойств;
- 2) низкий коэффициент Пуассона;
- 3) низкий, а в определённом температурном диапазоне даже отрицательный коэффициент линейного расширения.

При проведении практических расчетов на прочность приходится решать, какой из известных теорий прочности:

- а) Галилея – наибольшего нормального напряжения;
- б) Сен-Венана – наибольших деформаций;
- в) наибольших касательных напряжений;
- г) Бельтрами-Хея, по которой мерилom прочности является потенциальная энергия, накопленная в единице объёма материала, и достижение предела текучести является началом разрушения,

следует отдать предпочтение.

Действительно, характер так называемой кривой мгновенного деформирования для УУКМ не позволяет обнаружить наличие площадки текучести, что приводит к трудностям применения теории г). Далее, хрупкость и низкая пластичность таких материалов мешают обращению к теории б). Возможно, более тщательное исследование сдвиговой прочности УУКМ в будущем позволит использовать теорию в). Указанные причины препятствуют достаточно точной оценке прочностных свойств таких материалов и, по предварительному анализу, следует пока на практике использовать первую из перечисленных теорий – наибольшего нормального напряжения. Заметим, что

опытные исследования одного из материалов такого типа показали, что определяющим при оценке усталостной прочности оказался фактор устойчивости волокнистой структуры материала [48]. Вышесказанное приводит к необходимости достаточно осторожной оценки прочности углерод-углеродных материалов расчётным путём. По-видимому, наиболее целесообразно в настоящее время выполнять оценку (и даже определять запасы прочности) отдельно для каждого из действующих в деталях главных нормальных, а также при необходимости и касательных напряжений. Это позволит в определенной степени учесть также анизотропию свойств УУКМ.

2.5 Сопоставление напряжений в тонкостенных элементах, возникающих от температурных и силовых факторов.

Тонкостенные конструктивные элементы, широко применяемые в двигателях летательных аппаратов, в основном подвержены воздействию перепадов давления и градиентов температур. При этом природа возникновения напряженного состояния от названных факторов оказывается различной. Рассмотрев, например, формулы напряжений в центре круглой тонкой пластины с защемлёнными краями от воздействия температурного и механического воздействия:

$$\sigma_t = \pm \frac{E\alpha\Delta t}{2(1-\mu)};$$

$$\sigma_p = \frac{3(3+\mu)qa^2}{8h^2}$$

Видно, что напряжения от разностей температур зависят от модуля Юнга, коэффициента теплового расширения и перепада температуры, в то время как напряжения от воздействия давлений зависят от габаритов элемента и силы нагружения; единственной общей характеристикой в этих формулах является коэффициент Пуассона μ и при высоких температурах его низкое значение для композитных материалов способствует снижению как одного, так и другого напряжения. Необходимость учета этих особенностей становится ясной, если сравнить модули Юнга E , коэффициенты линейного расширения α и

коэффициенты Пуассона μ для УУКМ с аналогичными характеристиками металлов.

Важно также учитывать тот факт, что для уменьшения **температурных** напряжений можно попытаться «управлять» величиной перепада температур путем улучшения теплопроводности материала. Понятно, что этим способом напрямую не удастся повлиять на напряжения от воздействия **силовых** факторов.

Поэтому является целесообразным провести разделение напряжений от воздействия температурных и, силовых факторов.

После выбора материала конструкции и разделения основных факторов воздействия следуют проверочные расчёты на прочность. При этом, если исследуемая конструкция состоит из нескольких взаимосвязанных деталей, имеющих различные геометрические формы и системы нагружения, то возникает вопрос о её декомпозиции. Можно использовать два подхода: геометрический и функциональный. При геометрическом декомпозировании ключевым критерием является геометрическая форма элементов, входящих в состав конструкции; а при функциональном – тип и характер внешних действующих нагрузок.

В данной работе будет рассмотрена функциональная декомпозиция, так как все компоненты той или иной схемы обладают схожими геометрическими формами. При этом выделяются следующие основные элементы: ВЗУ, камера сгорания (вместе с изолятором) и сопло.

2.6 Выводы по второму разделу.

Вследствие особенностей физических свойств, которыми обладают УУКМ, они во многих случаях являются предпочтительными для изготовления деталей ПВРД.

На раннем этапе проектирования напряжения в тонкостенных элементах от воздействия температурного градиента и силовых факторов целесообразно определять приближёнными методами, уточнять с помощью МКЭ и, наконец, с учётом коэффициентов концентрации напряжений.

Коэффициенты концентрации напряжений целесообразно определять с помощью МКЭ и проверить экспериментальным путём.

С учётом различной природы возникновения напряжений от влияния температурных градиентов и силовых факторов целесообразно проводить соответствующий отдельный анализ.

Выбор оптимальной схемы двигательной установки начинается с определения приближённых схем нагружения. Приближённые расчёты и расчёты методами конечных элементов на ранней стадии проектирования дают понять пригодность той или иной конструктивной схемы.

На данной стадии проектирования происходит выбор материала конструкции. В связи с широким развитием композитных материалов, необходимо дать рекомендации конструкторам о методах расчёта деталей с анизотропией свойств.

3. РАСЧЁТЫ НДС

В данном разделе представлены результаты проектировочных расчетов и анализа напряженно-деформированного состояния элементов ДУ.

Исследовалось влияние двух основных факторов, оказывающих на параметры прочности ключевое влияние: статического давления воздуха внутри исследуемой проточной части и температурных градиентов.

В расчётах использовались максимальные значения нагрузок для данного конструктивного элемента за весь период работы. Моделирование работы ПВРД показало, что наиболее опасным с точки зрения термического воздействия является установившийся режим. Соответственно, расчёты, приведённые ниже, проводились с исходными данными, соответствующими установившемуся режиму.

Максимальные температуры и статического давления локализуются в задней части КС, что является ожидаемым, т.к. именно в ней происходит

пристеночное торможение потока продуктов сгорания и утолщение пограничного слоя движущегося газа.

В расчётах были рассмотрены следующие элементы:

Таблица 3

Элементы, рассмотренные в работе

Подфюзеляжный вариант	Осесимметричный вариант
ВЗУ	ВЗУ (отсутствует)
Изолятор + Камера сгорания	Изолятор + Камера сгорания
Сопло (отсутствует)	Сопло (отсутствует)

Как было отмечено выше – максимальные значения напряжений сконцентрированы в КС, соответственно ей уделено основное внимание.

Рассмотрим сначала ВЗУ подфюзеляжной схемы. Этот пример хорошо показывает важность правильной декомпозиции и влияния оптимизации одного элемента на напряженное состояние всей конструкции.

3.1 Приближенное исследование напряжённого состояния ВЗУ

Одними из наиболее нагруженных элементов ДУ являются последний пролёт воздухозаборного устройства (ВЗУ) и нижняя губа (начальный участок изолятора).

Схема гипотетического двигателя показана на рис. 20. Продольный размер данной схемы равен 5000 мм, поперечный – 120 мм.

Возможны три варианта крепления ВЗУ, которые представлены на рис. 021. Выделим и произведём отдельные расчёты первого участка ВЗУ (1 – 2, рис. 19).

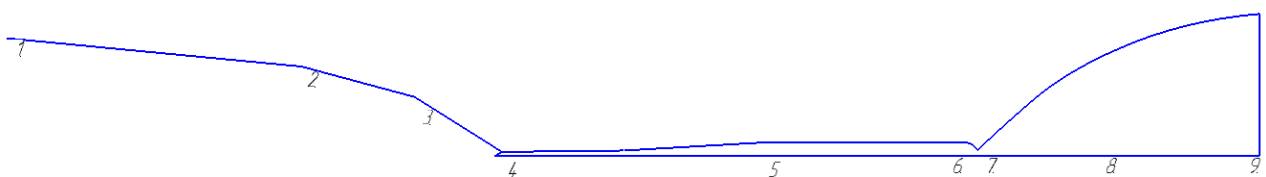


Рис.20 - Продольное сечение ЭУ подфюзеляжной схемы.

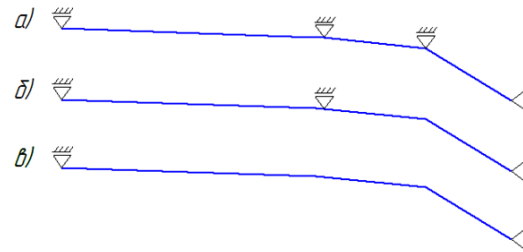


Рис.21 - Варианты креплений ВЗУ

Предварительные расчеты напряженного состояния были выполнены по приближенным формулам теории пластин и оболочек [49-50]. Распределение давлений и температур по тракту ВЗУ показано на рисунке 17. В расчётах характер этих факторов (распределение давлений и температур) может быть принят как линейный. В качестве основного рассмотрим вариант в) расчетной схемы, показанный на рисунке 22.

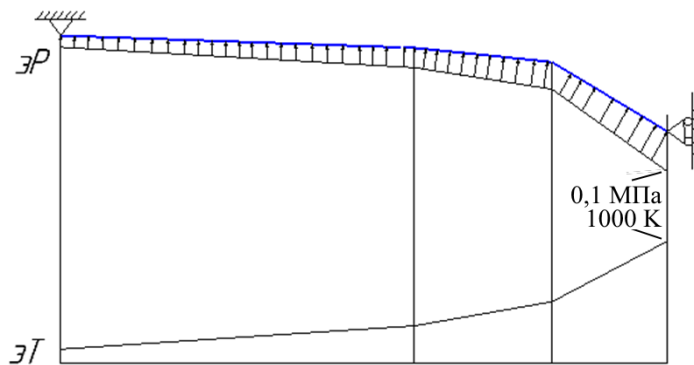


Рис.22 - Распределение давлений и температур в ВЗУ

Вертикальными плоскостями, параллельными направлению потока воздуха, вырезаем элемент (балку) единичной ширины, равной 10 мм при толщине 5 мм.

При большой относительной длине балки, как в нашем случае, граничные условия на её концах в отношении перемещения существенного значения не имеют.

Определение значений погонной нагрузки в точках 1 и 2 (рис. 20) от воздействия статического давления (при этом учитывается атмосферное давление на высоте более 30 км):

$$q_1 = (P_1 - P_{\text{атм}}) \cdot b = 12,7 \frac{\text{Н}}{\text{м}}$$

$$q_2 = (P_{1.1} - P_{\text{атм}}) \cdot b = 53,5 \frac{\text{Н}}{\text{м}}$$

Сначала производился расчет при постоянной погонной нагрузке $q_1 = 12,7 \frac{\text{Н}}{\text{м}}$ (рис. 22б).

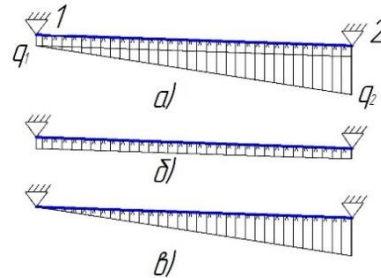


Рис.23 - Нагрузка (а) представлена в виде суммы нагрузок (б) и (в)

Напряжения от изгиба балки в её середине:

$$\sigma_{\text{max}} = \frac{M_L \cdot \frac{h}{2}}{J}$$

$$\sigma_{\text{max1}} = 4,5 \cdot 10^8 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

Аналогично выполнялся расчет при условии возрастающей вдоль пролёта нагрузки.

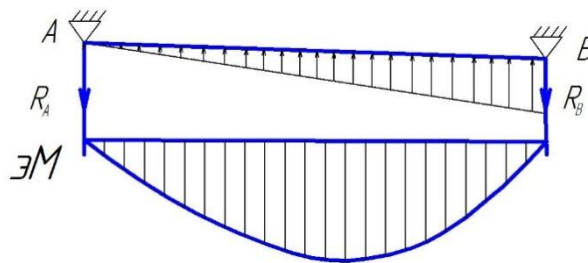


Рис.24 - Эпюры перерезывающих сил и моментов

Максимальный момент на расстоянии $z=0,42L$ от точки В равен:

$$M_{0,42L} = 21,862 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

Напряжения от изгиба балки на расстоянии $z=0,42L$ от точки в:

$$\sigma_{\text{max2}} = 5,2 \cdot 10^8 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

Предел прочности материала будем принимать:

$$\sigma_1 = 14 \cdot 10^8 \text{ Па}$$

Температурные напряжения считаем по формуле:

$$\sigma_{\theta} = \frac{\alpha \cdot E \cdot T_i}{2 \cdot (1 - \mu)}$$

где α – коэффициент температурного расширения, $\alpha = 7 \cdot 10^{-6} \frac{1}{\text{К}}$; E – модуль упругости, $E = 8 \cdot 10^{10} \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$; μ – коэффициент Пуассона, $\mu=0,11$; T_i – перепад температур между внутренней стенкой канала и ее наружной поверхностью, $T_i=210 \text{ К}$.

$$\sigma_{\theta} = 6,7 \cdot 10^7 \text{ Па}$$

В расчёте значение модуля упругости E было принято как среднее между модулями упругости на сжатие и на растяжение.

Для данного участка значения температурного напряжения невелики, так как имеем дело с небольшим перепадом температур.

Для расчёта запаса прочности воспользуемся формулой:

$$n = \frac{\sigma_1}{\sigma_{\max 1} + \sigma_{\max 2} + \sigma_{\theta}},$$

которая даст нам значение:

$$n = 1,43$$

Таким образом, исходная толщина почти обеспечивает необходимый запас прочности $n=1,5$. Для сравнения, увеличив толщину в два раза, получим $n=5,7$.

Расчёты остальных (2–3 и 3–4) элементов ВЗУ аналогичны

Проведённые приближённые расчёты являлись необходимым этапом в комплексе прочностных расчётов в целом.

3.1.1 Исследование напряжённого состояния ВЗУ методом конечных элементов

Как уже отмечалось выше, следующим шагом на раннем этапе проектирования необходимо применять уточнённые методы расчётов. Одним из таких является метод конечных элементов.

Общим недостатком аналитических методов оптимизации является то, что практически невозможно решить многокритериальную задачу, содержащую большое число переменных проектирования. С помощью этих методов можно найти оптимальное решение для отдельных элементов конструкции, имеющих

достаточно простую геометрическую форму: балки, стержни, осесимметричные тела и др. Если необходимо провести оптимизацию сложных конструкций, состоящих из большого числа взаимосвязанных элементов, то целесообразно применять численные методы, алгоритмы которых просто представить в виде компьютерных программ.

Наиболее часто оптимизацию конструкций выполняют с помощью численного метода конечных элементов [51-56]. При этом оценка прочности конструкции проводится по критерию Мизеса [57]. По данному критерию исчерпание несущей способности конструкции определяется сравнением расчетного эквивалентного напряжения с пределом текучести. Хотя этот критерий обычно применяется для изотропных материалов, имеющих вязкий характер разрушения, он также будет использоваться и для материалов из УУКМ.

Напряжённое состояние оценивалось путём расчёта с помощью пакета **SOLIDWORKS SIMULATION**, в котором использовался критерий Мизеса, где многоосное напряжённое состояние заменяется эквивалентным одноосным.

В данной программе есть возможность задавать анизотропность только простым элементам, например, таким как прямоугольный брус. Задавать анизотропию сложных пространственных конструкций, или даже конструкций, расположенных под углом к главным осям, не представляется возможным. Механические свойства УУКМ, в частности значения прочности и модуль упругости, разнятся в отношении значений по утку, по основе и перпендикулярно слоям. Для возможности расчёта конструкции из данного материала было принято следующее допущение – для всех значений прочности и модулей упругости были заданы соответственные усреднённые значения по основе и по утку. Это допущение соответствует технологии намотки, когда углеродные нити расположены под углом $\alpha=45^\circ$ к оси коробчатой оболочки (рис. 25); при этом прочность вдоль оси и в поперечном направлении оказываются примерно одинаковыми [80].

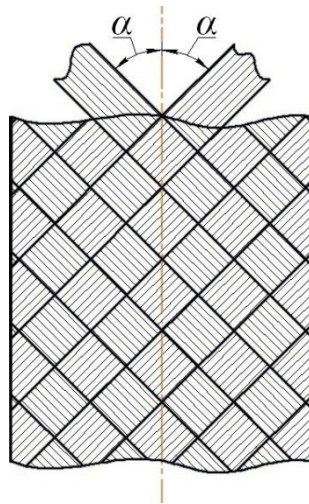


Рис.25 - Схема расположения углеродных нитей

На рисунке 26 представлен расчёт пролёта 1-2 (рис. 20):

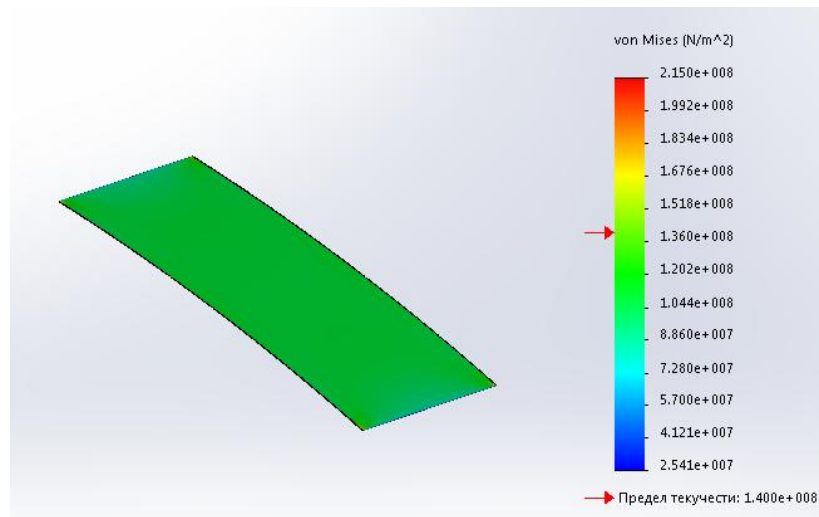


Рис.26 - Эпюра эквивалентного напряжения по Мизесу

Расчёты с помощью пакета SOLIDWORKS подтверждают расчёты полученные приближённым способом, поэтому в дальнейшем, для экономии времени, используются лишь расчёты в программе SOLIDWORKS. Различие в результатах объясняется тем, что в последнем случае учитывалась концентрация напряжений в местах крепления.

Однако, рассматривая НДС не пластины (рис. 26), а ВЗУ в целом (участок 1 – 4 рис.19), имеем совершенно другие значения (рис. 27):

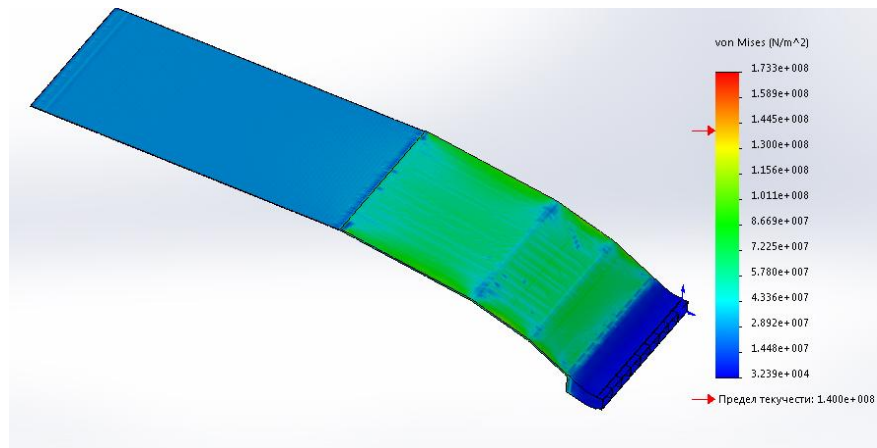


Рис.27 - Эпюра эквивалентного напряжения по Мизесу;
максимальные напряжения достигают $1.15 \cdot 10^8$ Па

Результаты рассмотрения данной задачи при раздельном воздействии температуры и давления приведены на рисунках 28 и 29.

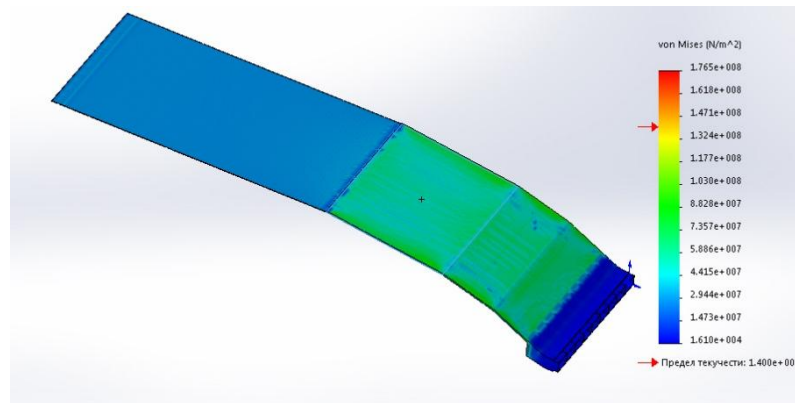


Рис.28 - Эпюра эквивалентного напряжения по Мизесу от
температурного воздействия; максимальные напряжения достигают величины
 $1.17 \cdot 10^8$ Па

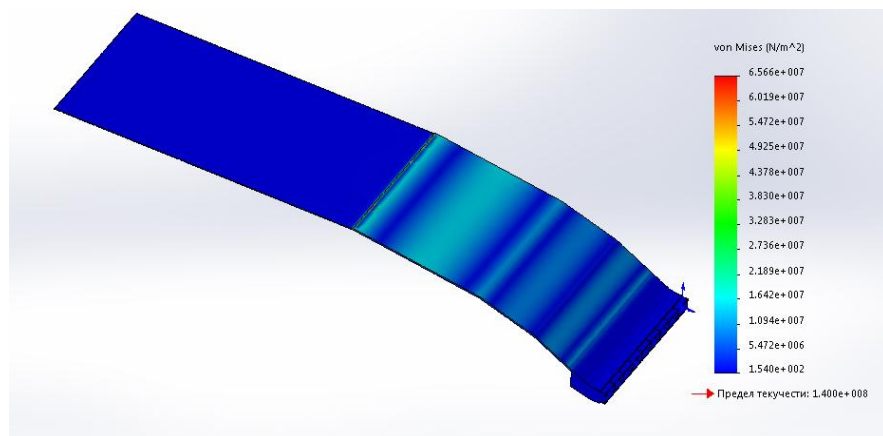


Рис.29 - Эпюра эквивалентного напряжения по Мизесу от воздействия
давления; максимальные напряжения достигают величины $2 \cdot 10^7$ Па

Из сравнения картин НДС следует, что в некоторых случаях при суммарном воздействии давления и температуры имеет место частичная компенсация напряжений.

Сравнивая расчёты по приближенным формулам теории пластин и оболочек первого участка ВЗУ и расчёты всего ВЗУ в программе Solidworks Simulation, можно сделать выводы о взаимном влиянии элементов конструкции и правильности выбора декомпозиции.

Определяющим фактором для всего ВЗУ является всё же градиент температуры, при воздействии которого напряжения на противоположных поверхностях входных кромок являются противоположными по знаку.

Проведённый анализ показал (рис. 27), что максимальные эквивалентные напряжения имеют место на свободных краях участков 2–3, 3–4, и что уменьшения этих напряжений можно добиться следующими способами:

- местным утолщением краёв (введением продольных и поперечных рёбер, высота которых соизмерима с толщиной стенки ВЗУ). При высоте рёбер, в полтора раза превышающей толщину стенки, местные изгибные напряжения уменьшаются в три раза;
- введением дополнительных продольных опор в зоне свободных краёв.

Эти меры обеспечивают снижение эквивалентных и уменьшают перемещения краёв (рис. 30).

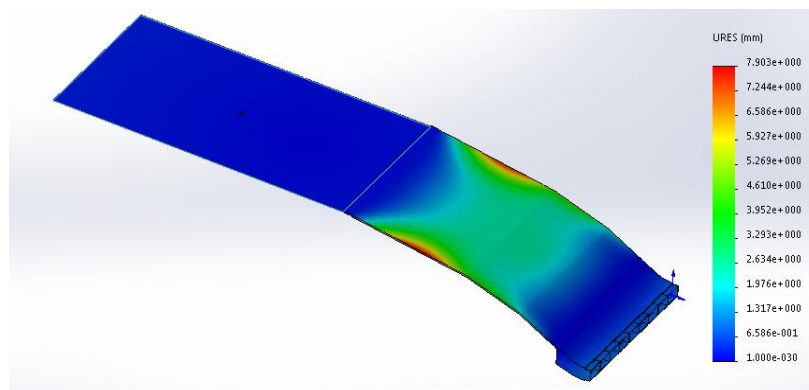


Рис.30 - Эпюра перемещения; максимальные перемещения (до 7,9 мм) имеют место на свободных краях ВЗУ, где наблюдаются максимальные напряжения (см рис. 2.1-2.5.)

Как было отмечено выше, одним из наиболее нагруженных элементов является участок в районе нижней губы. Это подтверждается результатами расчётов (рис. 31). Повышение прочности данного участка конструктивными способами является весьма затруднительным.

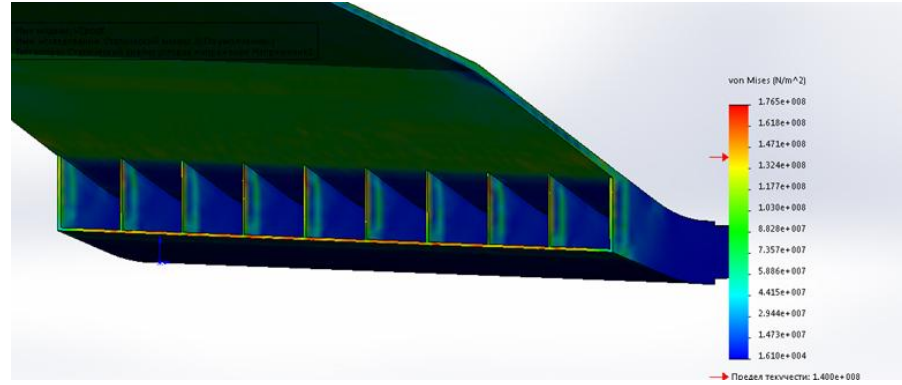


Рис.31 - Эпюра эквивалентного напряжения по Мизесу на входных кромках каналов; максимальные напряжения достигают величины $1.73 \cdot 10^8$ Па

3.2 Расчёты НДС камеры сгорания

В данном разделе рассмотрены две конструкции камер сгорания: подфюзеляжная и осесимметричная.

Конструктивная прочность КС оценивалась в составе системы «Изолятор + Камера сгорания».

3.2.1 Приближенное определение изгибных напряжений в элементах подфюзеляжной конструкции ЭУ с помощью уравнения трёх моментов

При наличии дополнительных опор имеем дело со статически неопределимой системой и в связи с этим для вычисления моментов многопролётной балки можно использовать уравнение трёх моментов.

В данном разделе рассматривается напряжённое состояние балки единичной ширины, вырезанной по длине из тракта всей конструкции двигателя. Элементы балки фиксируются на 8 опорах, из которых одна – в точке 5 – является жёсткой, остальные – скользящие (рис. 20). В соответствии с принципом

применения уравнения трёх моментов считается, что во всех опорных точках действуют изгибающие моменты.

Будем считать, что на опорах № 1 и № 9 изгибающие моменты, приложенные к выбранной балке, равны нулю, а на семи промежуточных опорах они неизвестны. Уравнение трёх моментов записывается столько раз, сколько имеется промежуточных опор. В результате необходимо решить систему из пяти линейных неоднородных уравнений относительно пяти неизвестных моментов (их значений на промежуточных опорах).

Рассмотрим вариант с наличием опоры на стыке участков (в точке 3 на рис.29)

Общий вид уравнения трёх моментов:

$$M_{n-1}l_n + 2M_n(l_n + l_{n+1}) + M_{n+1}l_{n+1} = -\frac{6F_n a_n}{l_n} - \frac{6F_{n+1} b_{n+1}}{l_{n+1}},$$

где M_{n-1} , M_n и M_{n+1} – значения изгибающих моментов на опорах (n-1), n и (n+1) соответственно;

l_n и l_{n+1} – длины пролётов;

F_n и F_{n+1} – площади эпюр изгибающих моментов от нагрузки соответственно пролётов n и (n+1);

a_n и b_{n+1} – расстояния центров тяжести площади эпюр изгибающих моментов от опоры (n-1) и опоры (n+1) соответственно.

Система состоит из семи уравнений:

$$M_2 \cdot 7.12 + M_3 = -30344$$

$$M_2 \cdot 1.32 + M_3 \cdot 4.64 + M_4 = -24594$$

$$M_3 + M_4 \cdot 7.52 + M_5 \cdot 2.76 = -26505$$

$$M_4 \cdot 1.15 + M_5 \cdot 4.29 + M_6 = -513535$$

$$M_5 \cdot 0.438 + M_6 + M_7 \cdot 0.062 = -77070$$

$$M_6 \cdot 0.085 + M_7 + M_8 \cdot 0.415 = -18086$$

$$M_7 \cdot 0.247 + M_8 = -10530$$

$$M_2 = -22,165 \text{ Н} \cdot \text{м}; M_3 = -143,58 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$M_4 = 449,54 \text{ Н} \cdot \text{м}; M_5 = -1268,85 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$M_6 = -206,7 \text{ Н} \cdot \text{м}; M_7 = -133,24 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

$$M_8 = -72,38 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

По величинам изгибающих моментов (рис. 32) были определены напряжения (Таблица 4).

Таблица 4

Значения изгибающих моментов и напряжений для разных сечений

Сечения	2	3	4	5	6	7	8
Величины изгибающих моментов, Н·м	-22,17	-143,58	449,54	-1268,85	-206,71	-133,26	-72,39
Величины максимальных напряжений (по модулю), *10 ⁻⁷ Па	53	345	0,554 269*	0,187	0,03	79 0,315*	43

Примечание: для сечений 4 и 7 указаны также величины максимальных напряжений, относящиеся как к коробчатой форме, так и к плоской (отмечены *).

Анализ данных, представленных в таблице, показывает, что приемлемые напряжения (по модулю) имеют место в каналах коробчатой формы (в сечениях 4, 5, 6). Для снижения действующих напряжений в плоских элементах ВЗУ до уровня, соответствующего запасу прочности порядка 1.5, необходимо увеличение толщины этих элементов в несколько раз. Например, для сечения 2 толщину необходимо увеличить в 1.7 раза, а для сечения 3 в 3 – в 3,5 раза. В сечениях 4 и 7 неизбежно будет иметь место концентрация напряжений, поэтому задачу их перераспределения нужно решать конструктивными приёмами.

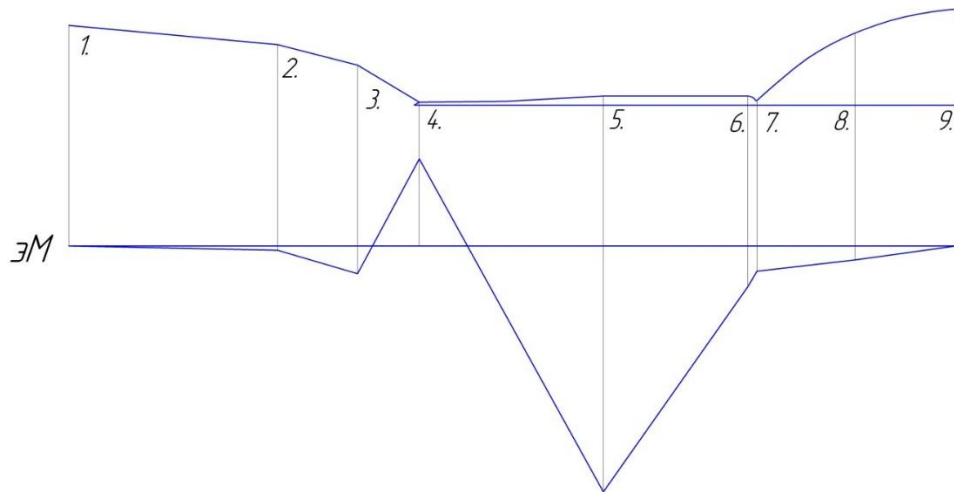


Рис.32 - Эпюра изгибающих моментов, действующих на условной балке единичной ширины, вырезанной из тракта двигателя (значение момента в сечении 5 равно $-1268,85 \text{ Н}\cdot\text{м}$).

3.2.2 Исследование напряженного состояния камеры сгорания подфюзеляжной схемы

В связи с тем, что тестовые проектировочные расчёты и расчёты методом конечных элементов показали близкие результаты, далее используются только расчеты с использованием пакета SOLIDWORKS SIMULATION.

В данном разделе рассматривается подфюзеляжная схема ЭУ с 9 каналами, размещенными на протяжении всего тракта (от начала изолятора до критического сечения сопла) и толщиной стенки, равной 5 мм.

В сечениях задавались величины давления, температуры на внутренней и наружной стенках, физико-механические характеристики конструкционного материала.

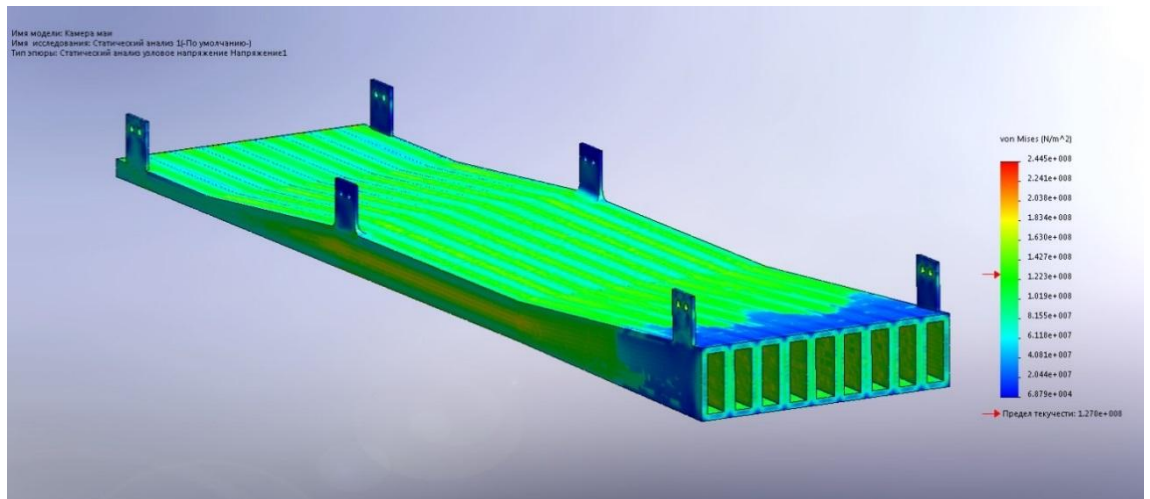


Рис.33 - Эшюра эквивалентного напряжения по Мизесу; максимальные напряжения достигают величины $2,4 \cdot 10^8$ Па

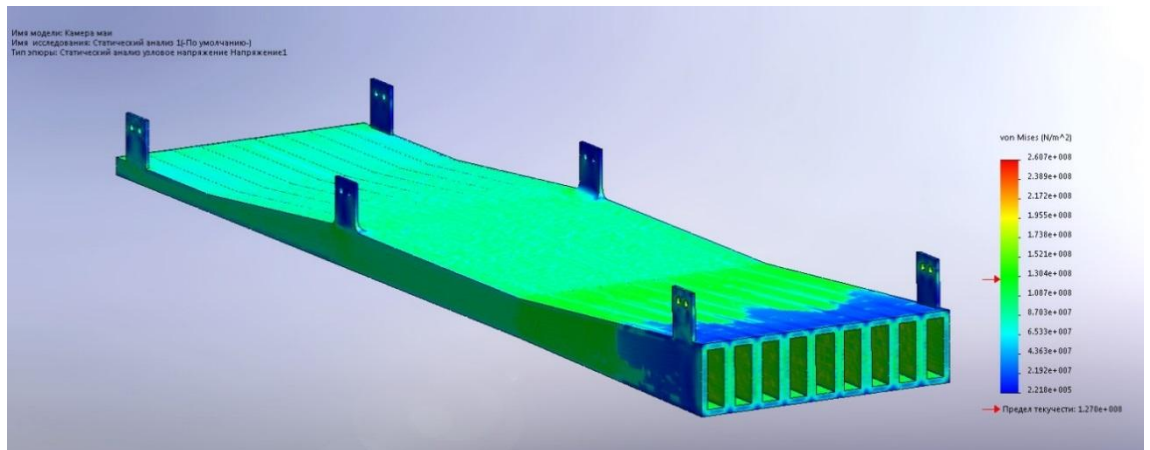


Рис.34 - Эшюра эквивалентного напряжения по Мизесу от температурного воздействия; максимальные напряжения достигают величины $2,6 \cdot 10^8$ Па

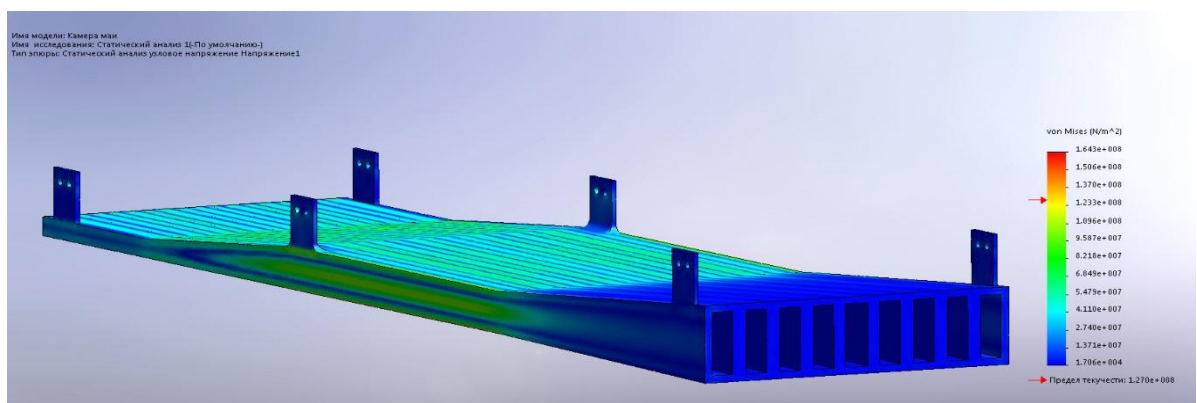


Рис.35 - Эшюра эквивалентного напряжения по Мизесу от воздействия давления; максимальные напряжения достигают величины $1,6 \cdot 10^8$ Па

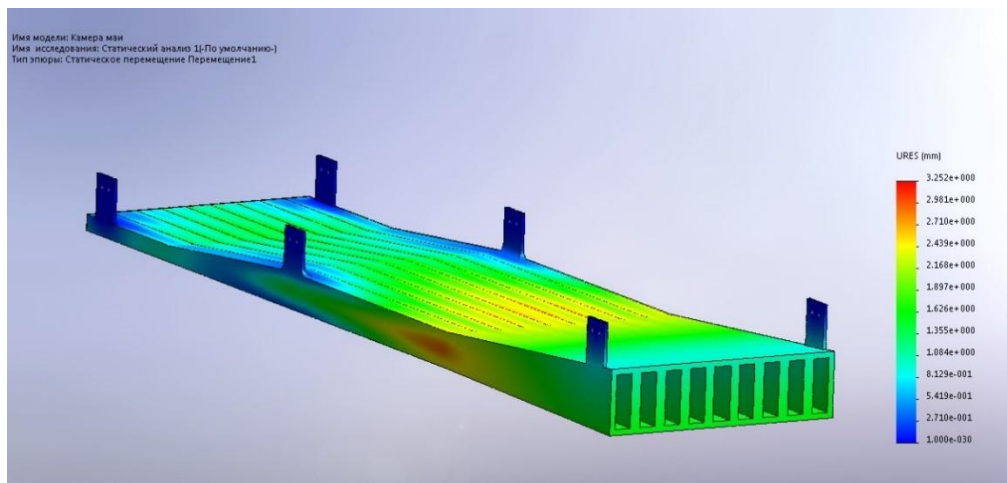


Рис.36 - Эпюра перемещения; максимальные перемещения достигают величины 1.06 мм

На боковых стенках крайних каналов камеры сгорания эквивалентные напряжения от суммарного воздействия давления и температуры оказываются максимальными (рис. 33). Более подробно рассматривая рисунки 33 и 34, можно увидеть, что в боковых стенках наружных каналов на участках между сечениями 3...4 определяющей нагрузкой является перепад давления, а на участке 4...5 – градиент температуры.

Значение предела прочности при растяжении по основе для данного материала при заданной температуре соответственно равно $\sigma_{в}=26,7$ кгс/мм². Минимальный запас прочности, определённый по суммарным эквивалентным напряжениям, равен $n=1.19$ и относится к боковым стенкам наружных каналов на участке 4...5. Причиной возникновения напряжений является, в первую очередь, перепад температур (рис. 34). Перемещения, показанные на рисунке 35, с точки зрения искажения геометрии, скорее всего, не являются опасными.

3.2.3 Исследование напряженного состояния камеры сгорания осесимметричной схемы

Исследование НДС конструкции осесимметричной схемы также проводилось с помощью пакета SOLIDWORKS SIMULATION; толщина стенок

оболочек, как и в предыдущей схеме, равнялась 5 мм. На рисунке 37 приведена эпюра эквивалентного напряжения, где учитывается воздействие как давления, так и температуры. На участке между 1 и 2 рядами пилонов напряжения оказываются повышенными и равными $2,37 \cdot 10^8$ Па. В задней части камеры сгорания эквивалентные напряжения достигают безопасного значения $1,2 \cdot 10^8$ Па.

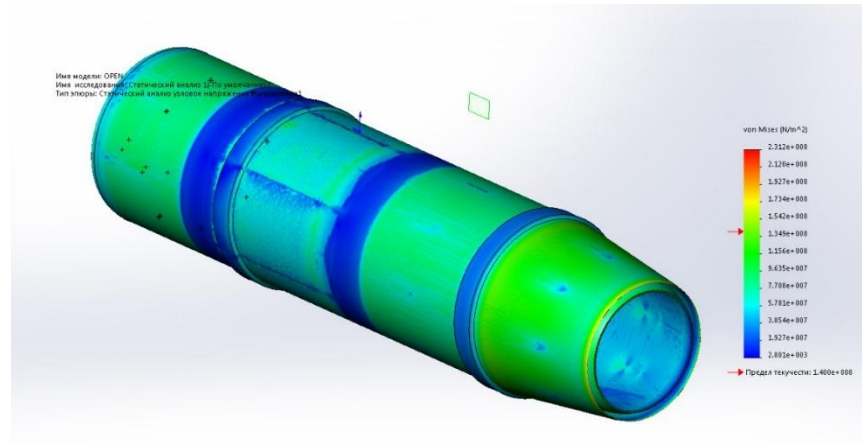


Рис.37 - Эпюра эквивалентного напряжения по фон Мизесу; максимальные напряжения возникают на внутренней стороне наружной оболочки и достигают величины $2,37 \cdot 10^8$ Па

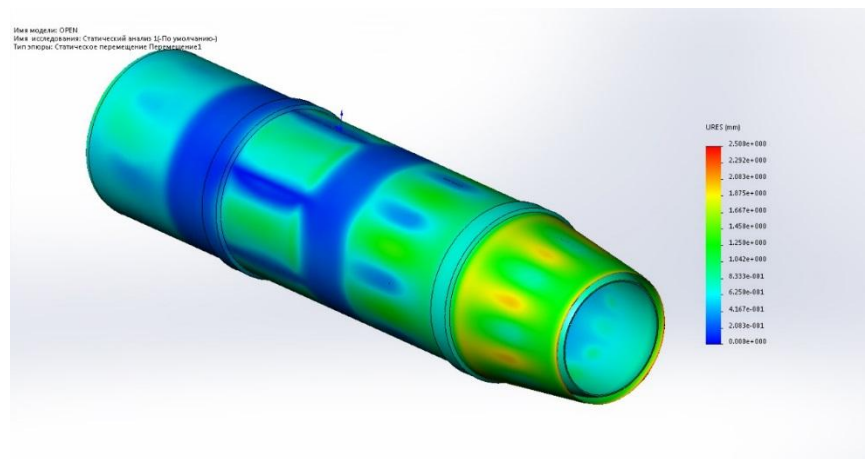


Рис.38 - Эпюра перемещения; максимальные перемещения достигают величины 2,5 мм.

Максимальные перемещения наружной оболочки от суммарного воздействия давления и температур равны 2,5 мм (рис. 38), и являются опасными для данной толщины стенки.

3.3 Рекомендации по проектированию элементов ДУ

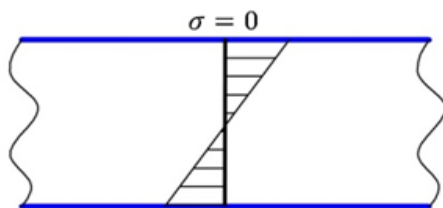
В данном разделе будет представлен комплекс новых критериев, позволяющих проводить сравнение прямоточных двигателей осесимметричной и подфюзеляжной схем с точки зрения напряженно-деформированного состояния.

Как говорилось в предыдущем разделе – в современных прямоточных двигателях элементы конструкции подвергаются существенным нагрузкам от воздействия градиентов температур и давления. Зачастую отсутствует возможность охлаждения. Поэтому актуальна проблема выбора материалов, способных обеспечить не только необходимую теплостойкость, но и иметь достаточную прочность и жесткость.

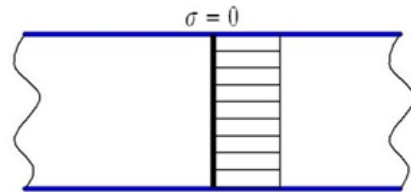
Вследствие существенного отличия в определяющих причинах возникновения температурных и силовых напряжений (в первом случае – величина теплопроводности, во втором – размеры и формы конструктивных элементов) для совершенствования конструкции предлагается рассмотреть два различных критерия: температурный K_T и силовой K_C .

Общие цели разработки критериев - обеспечение необходимого уровня прочностной надежности при ограничении максимально допустимых деформаций элементов конструкции.

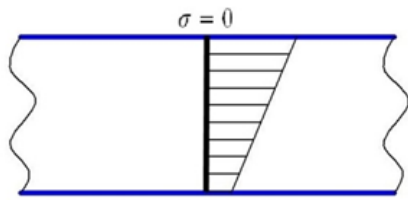
На рисунке 39 для большей наглядности представлен типичный вид эпюр температурных, мембранных и смешанных напряжений для тонкостенных конструктивных элементов, которые наиболее часто встречаются в ГПВРД.



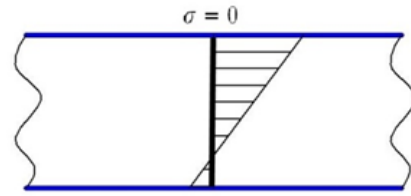
а) напряжения от перепада температур по толщине элемента



б) мембранные напряжения от силовых факторов (например внутреннего давления)



в) суммарные напряжения от факторов а) и б) при преимуществе фактора б)



г) суммарные напряжения от факторов а) и б) при преимуществе фактора а)

Рис.39 - Типичный вид эпюр для тонкостенных конструктивных элементов.

Вариантом эпюры г) является также случай, когда напряжения со знаком минус будут по модулю превосходить напряжения со знаком плюс.

3.4 Гипотетические критерии УУКМ

На основании вышеперечисленных особенностей углерод-углеродных композитных материалов можно выделить две главные: высокую прочность и низкую теплопроводность. Единые критерии прочности подобрать для деталей из таких материалов весьма сложно, поэтому далее предлагается использовать отдельные критерии по следующим направлениям:

а) Для температурной задачи это может быть безразмерная величина $K_T (.)$, где в скобках должен быть указан символ материала, например, для молибдена это будет $K_T (Mo)$. $K_T (.)$ представляет собой отношение максимального температурного напряжения на поверхности детали из исследуемого материала к максимальному температурному напряжению на поверхности такой же воображаемой детали из эталонного материала, при зафиксированной температуре одной из поверхностей. Для большей определенности в качестве детали будем рассматривать здесь тонкостенную цилиндрическую оболочку, нагруженную по толщине температурным градиентом. Критерий $K_T (.)$ характеризует совершенство конструкции с точки зрения выбора материала с целью минимизации температурных напряжений. Критерий строится на базе сравнения с эталонным материалом, в качестве которого может быть принят ниобий. Выбор такого материала обусловлен высокими температурами, которые могут быть в отдельных элементах конструкции, а также своей относительно

хорошей технологичностью. Положительная особенность критерия – отсутствие в нём такой важной характеристики, как толщина конструктивного элемента.

б) При выборе формы и содержания силового критерия K_c используется другой подход. Это может быть величина максимального коэффициента концентрации напряжения в рассматриваемом конструктивном узле или в его элементе. Фактически K_c представляет собой отношение максимального напряжения в конструктивном элементе к напряжению в ближайшей зоне.

Типичный УУКМ во многих случаях можно считать ортотропным в отношении механических свойств, что является следствием его “нитяной” структуры, получаемой путем намотки или накладки волокон и последующим их спеканием при высокой температуре. Улучшение свойств материала представляет собой сложную технологическую и материаловедческую задачу. В то же время снижения температурных напряжений можно попытаться добиться путем повышения теплопроводящих свойств материала путем введения в его структуру металлических нитей с диаметрами примерно тех же размеров, что и углеродные. Эти нити могут быть изготовлены из таких особо жаропрочных металлов, как ниобий, молибден, тантал и др. В ряде случаев, когда уровень температур конструкции это позволяет, материалом нитей может быть также нержавеющая сталь. Задача определения размерности и эффективности сетчатой металлической структуры в отношении улучшения теплопроводности в различных направлениях должна быть решена с помощью метода конечных элементов.

3.4.1 Примеры расчетов

Были проведены расчёты конструктивных элементов из разных материалов: молибдена; ниобия; УУКМ.

Цилиндрическая оболочка. Толщина оболочки составляла 6 мм, радиус 250 мм.

Приведем сначала результаты определения напряжений при нагружении оболочек по толщине перепадом температур в 50° (температура внутренней поверхности оболочки 273К, наружной 323К)

Температурные напряжения на поверхности оболочек при одинаковом температурном градиенте по толщине приведены в таблице 5.

Таблица 5

Температурные критерии для различных материалов

Материал	Температуры на поверхностях, К	Максимальные напряжения, Па	Критерий K_T (эталонный материал-молибден)	Критерий K_T (эталонный материал-ниобий)
Молибден	273/323	$+6,1 \cdot 10^7 / -6,1 \cdot 10^7$	1*	2,26**
Ниобий	273/323	$+2,7 \cdot 10^7 / -2,7 \cdot 10^7$	0,44***	1*
УУКМ	273/323	$+0,18 \cdot 10^7 / -0,18 \cdot 10^7$	0,029	0,067

Приведённая таблица возможно требует пояснений. Например, в ячейке, обозначенной (*) $K_T=1$, говорит о том, что совершенство молибдена по молибдену, можно условно считать равным единицы. Эти коэффициенты полезны только для понимания смысла критериев.

В ячейке, обозначенной (**), коэффициент $K_T = 2,26$ и его величина показывает, что в молибденовой оболочке при тех же условиях максимальные температурные напряжения будут в 2,26 раза выше, чем в ниобиевой. Наоборот, при сравнении ниобиевой оболочки с молибденовой оказывается, что максимальные напряжения в первой будут составлять только 44%. В оболочке из композитного материала величина K_T показывает, что напряжения по сравнению с оболочками из молибдена и ниобия могут составить соответственно 2,9% и 6,7%, если бы этому не мешала теплопроводность УУКМ

В приведенном примере градиенты температур для всех трех оболочек условно были приняты одинаковыми.

В реальной ситуации на исследуемые напряжения определяющее влияние (через градиент температур) может оказывать теплопроводность материала в направлении толщины конструктивного элемента, т. е. в нашем случае в направлении радиуса оболочки.

Для исследования количественного эффекта влияния теплопроводности были выполнены повторные расчеты, в которых величина перепада температур t

была принята равной 50° для оболочек из молибдена и ниобия и равной 200° для оболочки из УУКМ.

Температурные напряжения на поверхности оболочек при различном температурном градиенте по толщине приведены в таблице 6

Таблица 6

Температурные критерии для различных перепадов температур

Материал	Средняя температура материала $a, ^\circ\text{C}$	Напряжения, подсчитанные по формуле (1), Н/ м ²	Критерий K_T (эталонный материал- молибден)	Критерий K_T (эталонный материал- ниобий)
Молибден	273/323	$+6,1 \cdot 10^7 / -6,1 \cdot 10^7$	1	2,26
Ниобий	273/323	$+2,7 \cdot 10^7 / -2,7 \cdot 10^7$	0,44	1
УУКМ	273/473	$+0,72 \cdot 10^7 / -0,72 \cdot 10^7$	0,12	0,27

Для оболочки из молибдена, таким образом, имеем (эталонный материал – ниобий):

$$K_T(\text{Mo}) = \frac{6,1 \cdot 10^7}{2,7 \cdot 10^7} = 2,26$$

При сравнении оболочек из молибдена и ниобия с точки зрения возникновения температурных напряжений более совершенным материалом оказался ниобий.

Для оболочки из УУКМ аналогичным образом получаем (эталонный материал – ниобий):

$$K_T(\text{УУКМ}) = \frac{0,72 \cdot 10^7}{2,7 \cdot 10^7} = 0,27$$

Следовательно, при сравнении оболочек из УУКМ и ниобия с точки зрения возникновения температурных напряжений более совершенным материалом оказался УУКМ.

В качестве примера для конструктивного узла из УУКМ 823 [58] была определена величина силового критерия K_c . Узел представляет собой соосные цилиндрические оболочки, связанные между собой двумя рядами стоек. Диаметр наружной оболочки равен 1600мм, внутренней – 1000мм, толщины оболочек –

3мм, толщины стоек -10мм. Было принято, что при комнатной температуре наружная оболочка нагружалась внутренним давлением 0,005МПа. Результаты расчёта по программе Solidworks simulation приведены на рис.40 [79].

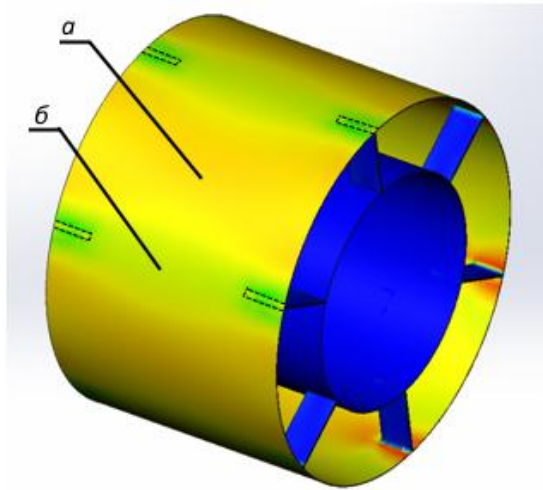


Рис.40 - Картина напряжений в конструктивном узле из УУКМ.

Принимая за «фоновое» напряжение величину 1.25МПа (место *а* – наиболее удалённое от стоек) на поверхности наружной оболочки и сравнивая его с напряжением 1.12МПа (место *б*), получаем значение K_c , равное 0,896. При отсутствии стоек (и, следовательно, внутренней оболочки) окружное напряжение в наружной оболочке под действием того же давления 0,005МПа оказывается равным 1,33МПа. Следовательно, подкрепление наружной оболочки стойками приводит к снижению напряжений в прилегающих к ним зонах на 6%.

Из вышеизложенного можно сделать промежуточные выводы:

1. Критерий K_T показывает совершенство конструкционного материала по отношению к эталонному с точки зрения возникновения температурных напряжений. В качестве эталонных могут поочередно рассматриваться несколько материалов.
2. В качестве силового K_c предлагается рассматривать отношение максимального напряжения в элементе конструкции к «фоновому» напряжению в этом же элементе. Иногда за величину K_c может быть принят коэффициент концентрации напряжений.

3.5 Сравнение подфюзеляжной и осесимметричной схем

На рис. 41 и 42 показаны конструктивные схемы исследуемых вариантов с указанием критических в отношении прочности мест. Напряженно-деформированное состояние исследовалось с помощью пакета SOLIDWORKS. Критические места обозначены буквами «а» и «б» на рисунках.

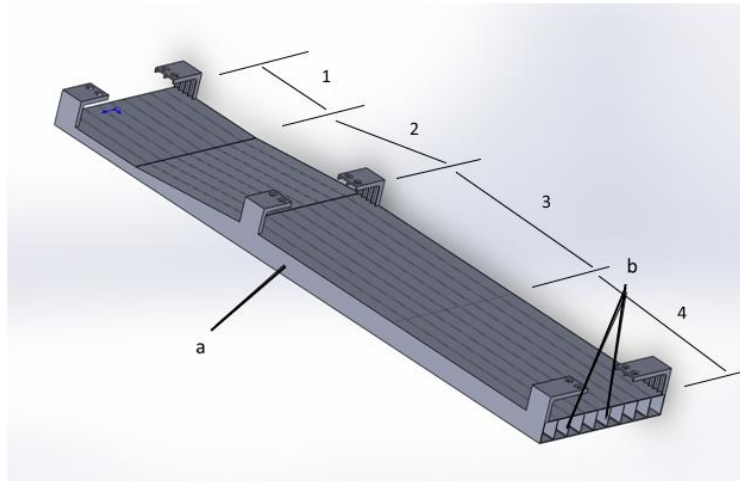


Рис.41 - Камера сгорания подфюзеляжного варианта

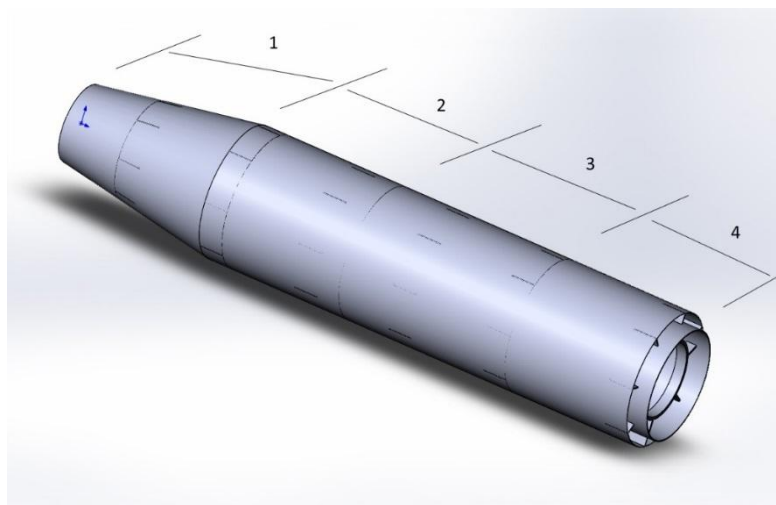


Рис.42 - Камера сгорания осесимметричного варианта

Применительно к рассмотренным ранее схемам ПВРД можно составить таблицы со значениями критериев в самых «опасных» местах:

Таблица 7

Подфюзеляжный вариант

Участки ПВРД	Участ-ки схемы	Тип критерия	Значения критериев	Запас прочности	Максимальные перемещения, мм. (приращение радиуса оболочки)
Камера дожигания	4*	K_T (УУКМ/ниобий)	$1,8 \cdot 10^7 / 38 \cdot 10^7 = 0,047$	1,4	0,92%
	1*	K_c (УУКМ)	$6 \cdot 10^7 / 2,5 \cdot 10^7 = 2,4$	2,3	0,55%
	2*	K_c (УУМ)	$12,7 \cdot 10^7 / 5,8 \cdot 10^7 = 2,19$	2,15	1,12%
	3*	K_c (УУКМ)	$9 \cdot 10^7 / 4 \cdot 10^7 = 2,25$	1,2	0,88%

* - см. рис. 41

Таблица 8

Осесимметричный вариант

Участки ПВРД	Участки детально	Тип критерия	Значения критериев	Запасы прочности	Максимальные перемещения, мм. приращение радиуса оболочки
Камера дожигания	3*	K_T (УУКМ /ниобий)	$7,7 \cdot 10^7 / 150 \cdot 10^7 = 0,051$	3,6	1,9%
	1*	K_c (УУКМ)	$1,2 \cdot 10^8 / 10^8 = 1,2$	1,1	3,2%
	2*	K_c (УУКМ)	$14 \cdot 10^7 / 10 \cdot 10^7 = 1,4$	2,4	2,2%
	3*	K_c (УУКМ)	$7 \cdot 10^7 / 6 \cdot 10^7 = 1,17$	2,6	1,9%
	4*	K_c (УУКМ)	$2,5 \cdot 10^7 / 2,2 \cdot 10^7 = 1,14$	2,5	0,9%

* - см. рис. 42

Анализируя вышеуказанные таблицы и значения критериев, можно сделать следующие выводы:

- значения критерия K_c всегда меньше единицы, это говорит о том, что оптимизировать конструкцию путём смены материала на эталонный не имеет смысла;
- значения критерия K_c в подфюзеляжной конструкции больше 2, что указывает на наличие концентраторов напряжения, которые можно снизить за

счёт увеличения радиусов скругления или введения дополнительных рёбер жёсткости (конструктивными методами).

– запасы прочности в подфюзеляжной схеме ниже, чем в осесимметричной, что является логичным. Также следует обратить внимание на 1-ый участок одной и другой схем, где заданная толщина обеспечивает больший запас прочности.

3.6 Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена

В цилиндрической оболочке, нагруженной температурным градиентом по толщине, радиальные напряжения значительно ниже окружных и осевых, однако при использовании углерод-углеродных композитных материалов они могут оказаться определяющими. Это относится, например, к корпусным деталям ракетных двигателей, изготовленных из УУКМ волокнистой структуры. Температурные напряжения в оболочке зависят от температурного градиента, а тот, в свою очередь, от теплопроводности материала. Вопросами их определения занимаются ряд авторов. В частности, модель для оценки теплопроводности волокнистых материалов различной природы с упорядоченной структурой, достаточно близкой к структуре реальных материалов, расчеты по этой модели и их сравнение с опытными данными приведены в работе [59]. При этом использовался достаточно формальный подход оценки термических сопротивлений элементов, аналогичный известному методу из теории электрических цепей.

Основными допущениями авторов [59] являются следующие:

- 1) материал имеет однородную упорядоченную структуру из элементарных волокон;
- 2) все волокна лежат в плоскости, перпендикулярной тепловому потоку;

3) поперечные сечения волокон имеют форму квадрата (по замечанию авторов, это “равносильно замене цилиндрического волокна бруском равновеликого квадратного сечения”);

4) волокна пересекаются только под прямыми углами.

Расхождение между расчетными и опытными данными в ряде случаев получается весьма существенным, что объясняется сложностью задачи. Результаты решения подобной задачи приводят также авторы статьи [60]. Размеры радиуса a пятна контакта двух скрещенных цилиндрических волокон учитываются по формуле теории упругости

$$a \approx 1,13 \left(\frac{PR}{E} \right)^{\frac{1}{3}}$$

где P – нагрузка на один контакт, *дин*; R – радиус волокна, *см*; E – модуль Юнга материала волокон, *дин/см²*

Развивая идею авторов [60], укажем способ уточнения сил, действующих на контактных площадках скрещенных волокон, и оценим их влияние на теплопроводность оболочки в радиальном направлении. Эффекты излучения и конвекции в пространстве, ограниченном упорядоченной волокнистой структурой, не учитываются.

Рассмотрим цилиндрическую оболочку из УУКМ, внутренняя поверхность которой имеет более высокую температуру, чем внешняя. Элемент оболочки со скрещенными волокнами показан на рис.43. Вследствие градиента температуры в радиальном направлении в оболочке возникает напряжение сжатия, из-за которого в месте касания волокон действует сила P на пятне контакта с радиусом a (технологические напряжения здесь не рассматриваются). Будем считать, что изменением поперечных размеров волокон под действием температуры также можно пренебречь.

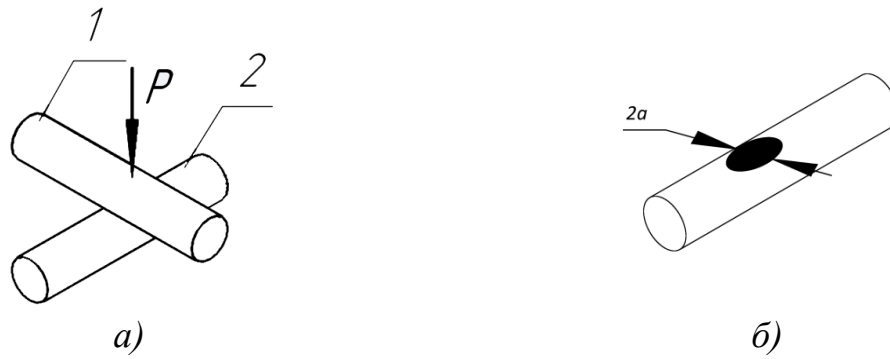


Рис.43- Элемент оболочки:

а) Сила P в месте касания волокон; б) Пятно контакта волокон радиуса a

Взаимосвязь между радиусом a контактного пятна, сближением волокон δ , контактным усилием P между волокнами, их геометрическими характеристиками и механическими свойствами материала волокон устанавливается следующими формулами [61]:

$$a = 0,9086 \sqrt[3]{\eta PR};$$

$$\delta = 0,8255 \sqrt[3]{\frac{\eta^2 P^2}{R}};$$

$$\eta = \frac{E_1(1-\mu_2^2) + E_2(1-\mu_1^2)}{E_1 E_2};$$

где R – радиус волокна; E_1, E_2, μ_1, μ_2 – модули Юнга и коэффициенты Пуассона материалов волокон 1 и 2.

Для волокон из одинакового материала формула имеет вид:

$$\eta = \frac{2(1-\mu^2)}{E};$$

Отметим, что вышеуказанные соотношения приведены для случая равенства поперечных размеров волокон ($R_1 = R_2 = R$) и их скрещиванием под прямым углом. В эти зависимости входят величины модулей Юнга, которые при расчетах берутся из справочников. Между тем реальный контакт волокон происходит через соприкосновения их *поверхностных* слоев, механические свойства которых могут численно отличаться от указанных в литературных источниках. Для определения модуля Юнга поверхностного слоя углеродного волокна обратимся к экспериментальным данным из книги [62]:

Характеристики углеродных волокон [62]

Характеристики* Образцы	Твёрдость по Роквеллу (шкала М)	Модуль Юнга при растяжении, ГПа	Модуль Юнга при изгибе, ГПа **
Волокна длиной 12.5 мм	110	58,7	62,0
Волокна длиной 25 мм	110		

* - в книге [62] диаметры образцов указаны не были; испытания проводились при комнатной температуре.

** - так как модуль Юнга при изгибе оказался выше, чем при растяжении, это позволяет считать его равным модулю Юнга при сжатии.

При определении твердости по шкале М. Роквелла общая нагрузка на шарик-индентор составляет 100 кг (980,7 Н), а показатель твердости может быть получен из следующей зависимости [63]:

$$HR = 130 - e,$$

где e – глубина вдавливания шарика после снятия основной нагрузки в единицах измерения шкалы.

Для показателя твердости, приведенного в таблице 9 ($HR = 110$), величина e оказывается равной 20 и при цене деления шкалы 0,002 мм глубина вдавливания шарика радиусом 3,175 мм $\delta = 0,002 \times 20 = 0,04$ мм.

Подставив в формулу для η значения $\delta = 0,04$ мм, $R = 3,175$ мм, $P = 100$ кг, $E_1 = 22000$ кг/мм² (для стали), $\mu_1 = 0,3$ (для стали), $\mu_2 = 0,1$ (для УУКМ), получим квадратное уравнение общего вида с единственным действительным корнем $E_2 = 6652$ кг/мм² = 66,52 ГПа.

Таким образом, определенный для поверхностного слоя углеродного волокна модуль Юнга оказался на 7,3 % выше, чем приведенный в таблице 8 (при изгибе). Заметим, что поправка величины термического сопротивления оболочки вследствие учета уточненного модуля Юнга будет меньше этой цифры, но имеет принципиальное значение.

Для определения радиуса a контактного пятна (рис. 42) необходимо знать силу P . Ее значение можно подсчитать по сжимающему радиальному

напряжению. Для цилиндрической оболочки из УУКМ примем следующие размеры и условия: наружный радиус $b_2 = 200$ мм; внутренний радиус $b_1 = 190$ мм; промежуточные значения радиуса r приведены в таблице 10; температура наружной поверхности 600°C ; температура внутренней поверхности 1500°C .

За осредненные свойства материала углеродных волокон в указанном диапазоне температур примем: модуль Юнга = 62 ГПа; коэффициент Пуассона $\mu = 0,1$.

Сжимающие радиальные напряжения для четырех значений радиусов r были подсчитаны по формуле из книги [36]:

$$\sigma_r = \frac{E\alpha\Delta t}{2(1-\mu)\ln\frac{b_2}{b_1}} \left[-\ln\frac{b_2}{r} - \frac{b_1^2}{b_2^2 - b_1^2} \left(1 - \frac{b_2^2}{r^2} \right) \ln\frac{b_2}{b_1} \right]$$

с подстановкой $\alpha = 2 \times 10^{-6}$ 1/К – коэффициент термического расширения углеродного волокна; $\mu = 0,1$; $\Delta t = 900$ К. Они сведены в таблицу 10 и были использованы для построения эпюры напряжений (рис.44а). Затем оболочка по толщине была разбита на пять слоев, в каждом из которых напряжение условно считалось постоянным (см. таблицу 10 и рис.44б). Далее расчет проводился применительно к оболочке из углеродных волокон диаметром 0,05 мм. Для того, чтобы определить контактные силы в местах соприкосновения волокон, были выделены площадки размером 1 мм^2 и с учетом количества точек соприкосновения волокон на таких площадках и радиальных напряжений в каждом слое эти контактные силы были подсчитаны. Это позволило вычислить величины радиусов пятен контакта для каждого из пяти слоев и соответствующие удельные давления на площадках контакта.

Пример расчета для оболочки из волокон диаметром 0,05 мм

Радиусы границ условных слоёв, мм	Радиальное напряжение по формуле (6), кг/мм ²	Число точек на площадке в 1мм ²	Силы P на контактных площадках, кг	Номер условного слоя	Среднее значение контактных сил в слоях P_{cp} , кг	Радиус пятна контакта a , мм	Удельное давление на контактных площадках $P_{cp}/\pi a^2$, кг/мм ²		
$r_2=200$	0	400	$9,54 \cdot 10^{-5}$	5	$4,77 \cdot 10^{-5}$	$6,59 \cdot 10^{-4}$	34,95		
$r=198.02$	-0,038			4	$11,8 \cdot 10^{-5}$	$8,92 \cdot 10^{-4}$		47,34	
$r=196.08$	-0,056			3	$14,55 \cdot 10^{-5}$	$9,56 \cdot 10^{-4}$		50,71	
$r=194.17$	-0,060			2	$15 \cdot 10^{-5}$	$8,79 \cdot 10^{-4}$		46,60	
$r=192.3$	-0,30			1	$7,62 \cdot 10^{-5}$	$6,12 \cdot 10^{-4}$		32,40	
$r_1=190.48$	0								

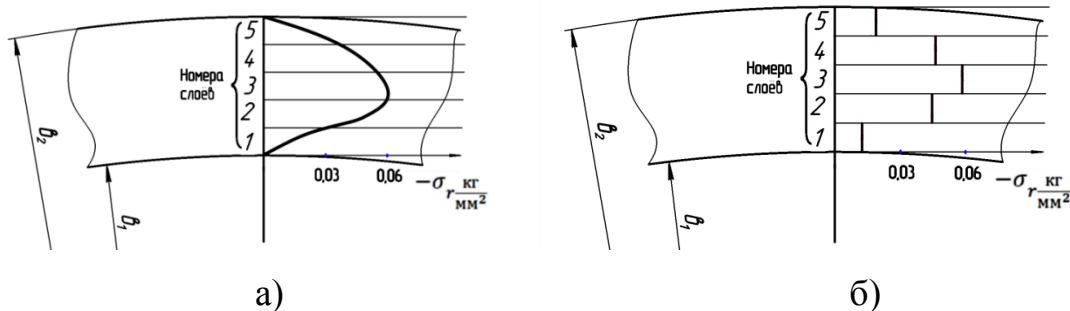
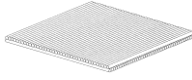
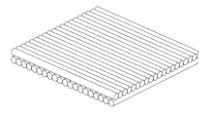
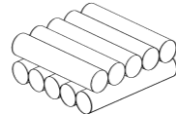
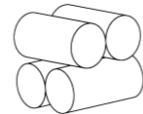
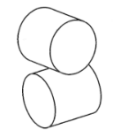


Рис.44 - Радиальные температурные напряжения: а - по формуле (6);

б - средние на пяти условных участках

Такие же расчеты были выполнены для оболочек с углеродными волокнами других размеров (см. таблицу 10).

Схемы площадок в 1 мм^2 , рассматриваемых при расчете оболочки из волокон различного диаметра, и геометрические характеристики оболочек

Схемы площадок					
Характеристики оболочек					
Диаметр волокна, мм	0,02	0,05	0,2	0,5	1
Число контактных точек в соприкасающихся слоях	2500	400	25	4	1
Число волоконных слоев в оболочке толщиной 10мм	500	200	50	20	10.

В предлагаемой ниже формуле для оценки термического сопротивления оболочки учитываются удельные давления на пятнах контакта $P_{cp}/\pi a^2$, причем структура формулы сопоставима с известными из литературы [59,60,64] зависимостями:

$$\frac{1}{R_{\Sigma}} = \frac{\lambda_{\Sigma}}{h_{\Sigma}} = \kappa \cdot \frac{\lambda_M}{h_c} \cdot \sum \left(\frac{P_{cp i}}{\pi a_i^2} \cdot \eta_i \right)^{\frac{2}{3}},$$

где κ - безразмерный коэффициент пропорциональности; R_{Σ} - термическое сопротивление оболочки; λ_{Σ} - эффективный коэффициент теплопроводности оболочки; λ_M - коэффициент теплопроводности материала волокон; h_{Σ} - конструктивная толщина оболочки; h_c - толщина условного слоя; $P_{cp i}$ - средняя сила, действующая на площадках контакта скрещивающихся волокон i -го слоя.

Используя данную формулу, можно учесть послойное отличие контактных усилий, размеров пятен контакта, механических свойств и свойств теплопроводности, а также конструктивную толщину оболочки. В то же время

для элементов конструкции, которые изготавливаются путем намотки, учет шероховатости волокон не должен ощутимо влиять на теплопроводность и температурные напряжения вследствие наличия матрицы препрега. В этом заключается разница в подходах к оценке термического сопротивления конструктивного элемента (оболочки) и отдельной контактной пары. При большом количестве слоев волокон осуществить учет всех физических эффектов во всех контактных парах достаточно трудно, поэтому примененный здесь послойный анализ, по-видимому, целесообразен. Численное значение коэффициента пропорциональности η было подсчитано для оболочки толщиной 10 мм, состоящей из волокон различного диаметра. В расчетах использовались предварительно определенные:

- плотность излучения теплового потока Q с наружной поверхности оболочки с интегральной степенью черноты $\varepsilon = 0,3$ и температурой 873 К, равная 9880 Вт/м²;

- термическое сопротивление оболочки, равное $\Delta t / Q = 900/9880 = 0,09109$ К•м²/Вт;

- величина, обратная термическому сопротивлению $1/R_S = 10,98$ Вт/К•м²;

- эффективный коэффициент теплопроводности $\lambda_{\Sigma} = h / R_S = 0,01/0,09109 = 0,1098$ Вт/К•м²;

- коэффициент теплопроводности материала углеродных волокон $\lambda_M = 110$ Вт/К•м.

Для упрощения расчетов величина коэффициента η была принята постоянной во всех слоях.

Результаты расчета сведены в таблицу 11 и в графическом виде показаны на рис.45.

Таблица 12
Результаты расчета

Расчетные величины	Диаметры волокон, мм				
	0,02	0,05	0,2	0,5	1,0
Коэффициент пропорциональности κ	$0,7039 \cdot 10^{-3}$	$0,704 \cdot 10^{-3}$	$0,705 \cdot 10^{-3}$	$0,7033 \cdot 10^{-3}$	$0,7035 \cdot 10^{-3}$
Число точек контакта на площадке в 1 мм^2	2500	400	25	4	1
Сила, действующая на пятне контакта (в слое №3), г	0,02325	0,1455	0,233	14,55	58,23
Радиус a пятна контакта (в слое №3), мкм	0,3817	0,956	3,83	12,05	19,12
Максимальное удельное давление на пятне контакта (в слое №3), кг/мм^2	50,82	50,71	50,58	50,71	50,74

Характер графиков показывает качественные и количественные нелинейные зависимости размеров пятен контакта и удельных давлений на площадках контакта от диаметров волокон, которые особенно явно проявляются при диаметрах волокон меньше 0,2мм и больше 0,5мм. Величина коэффициента пропорциональности во всех случаях остается практически неизменной (в пределах точности расчета) и это позволяет предполагать, что структура формулы в основном является правильной [65].

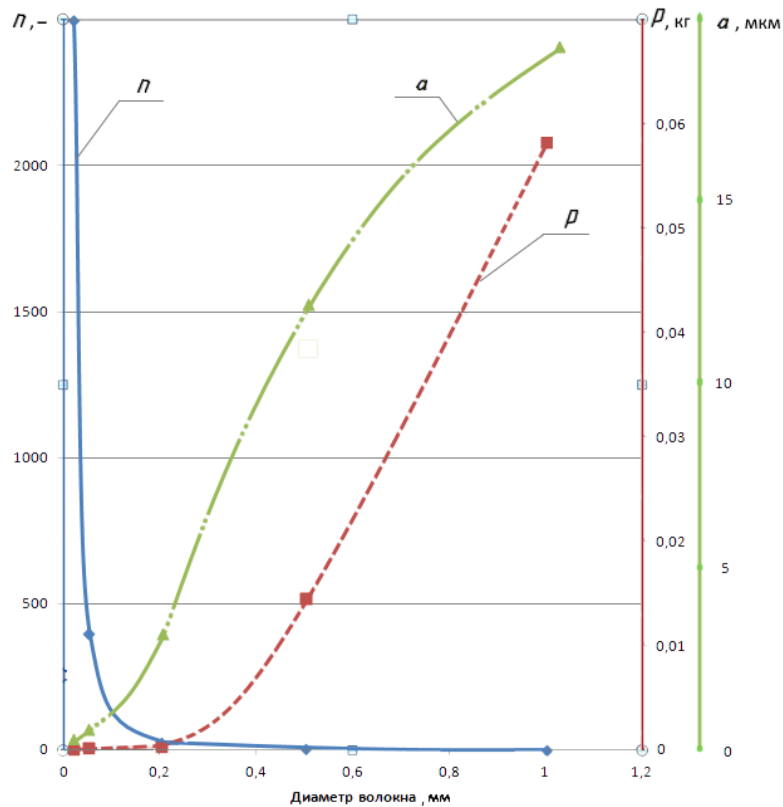


Рис.45 - Зависимость расчетных характеристик (коэффициента k , радиуса a пятна контакта в среднем слое, силы P в среднем слое) и числа n точек контакта на выделенной площадке от диаметра волокон

Очевидно, что в цилиндрической оболочке, температура наружной поверхности которой выше, чем внутренней, радиальные напряжения будут растягивающими. Для многослойной структуры из углеродных волокон такие напряжения могут привести к расслаиванию [66-68]. Поэтому желательно иметь результаты испытаний материала на растяжение в направлении, перпендикулярном слоям намотки. Образцы для подобных испытаний должны быть изготовлены специально. Заменой таковых могут служить образцы для испытаний на изгиб, вырезанные в радиальном направлении. В любом случае они скорее всего будут достаточно малогабаритными. Для получения надежных результатов испытания целесообразно проводить по соответствующим нормативным документам.

Выводы:

1) В формулах теории упругости, в которые входят контактные силы на скрещивающихся волокнах, размеры контактных пятен и сближение волокон,

необходимо учитывать величины модулей Юнга материала поверхностных слоев волокон. Шероховатость волокон с учетом наличия относительно пластичной матрицы в расчетах во внимание не принималась.

2) Отталкиваясь от подсчитанных температурных напряжений, предложенный подход позволяет определить контактные силы и размеры контактных пятен на скрещивающихся волокнах, термическое сопротивление оболочки, а затем уточнить температурный перепад между внутренней и внешней ее поверхностями и заново подсчитать температурные напряжения. При определенных условиях такой расчет можно осуществлять методом итераций. Расчет можно выполнять также для пересекающихся волокон, изготовленных из различных материалов.

3) Вследствие того, что наименьшее контактное давление на поверхность волокон имеет место в слоях, близких к внутренней и внешней поверхностям оболочки, повышения теплопроводности в этих зонах можно добиваться путем использования специальных технологий, например, за счет увеличения усилий натяжения препрега при намотке.

4) В цилиндрических оболочках с относительно более высокой температурой наружной поверхности вследствие появления *растягивающих* напряжений в радиальном направлении может возникать опасность расслоения волокнистой структуры, поэтому необходимым является проведение испытаний на специальных образцах и создание соответствующего руководящего документа (примером могут служить методические указания [67]).

3.7 Сравнение расчётов балок из изотропного и анизотропного материалов

Свойства композитных материалов при растяжении отличаются от соответствующих свойств при сжатии. Например, значения модуля Юнга для температуры 300К при растяжении в 4 раза больше, чем при сжатии (таблица 1). В книге [76] есть соотношение для модуля Юнга и момента инерции:

$$E_{сж}J_{сж} = E_{раст}J_{раст}$$

Писаренко Г.С. в книге [77] говорит, о том, что при изгибе балки, материал которой не следует закону Гука, происходит смещение нейтральной линии вследствие отставания роста напряжения от деформаций.

Уточнённый расчёт прогиба проведём по формулам из книги []. Для примера возьмём балку единичной ширины из материала УУКМ определим прогиб в центре. Сначала балку примем изотропной с осреднёнными свойствами, затем будем рассматривать её как анизотропную. В обоих случаях балка шарнирно опёртая с распределённой нагрузкой 1 атм.

Рассматривая изотропную задачу, момент инерции сечения ищется по формуле :

$$J = \frac{bh^3}{12} + Fa^2$$

И будет равен $J_{\text{ср}} = 4,17 \cdot 10^{-10} \text{ м}^4$,

где h – высота балки, $h = 5 \text{ мм}$;

b – ширина балки, $b = 10 \text{ мм}$;

Прогиб в центре балки: $W_{\text{ср}} = \frac{5ql^4}{384E_{\text{ср}}J}$

$$W_{\text{ср}} = 6,3 \cdot 10^{-5} \text{ м},$$

где $E_{\text{ср}}$ среднее арифметическое E_p и $E_{\text{сж}}$

Для анизотропной задачи моменты инерции сечений для растяжения и для сжатия будут различны:

$$J_{\text{сж}} = \frac{b(5-x)^3}{12} + b(5-x) \left(\frac{5-x}{2} \right)^2$$

$$J_p = \frac{bx^3}{12} + bx \left(\frac{x}{2} \right)^2$$

Пользуясь соотношением для модулей юнга и моментов инерции на растяжение/сжатие, можно определить x : $J_{\text{сж}}/J_p = 4$

Решая получившуюся систему $x = 1,932$, т.е. можем говорить о сдвиге нейтральной линии на 0,568 мм.

Суммируя моменты инерции сечений на растяжение и сжатие, получим общее значение $J_0 = 3 \cdot 10^{-9} \text{ м}^4$

Далее вычислим так называемый приведённый модуль упругости E_0 по формуле :

$$E_0 = \frac{2E_{сж}E_p}{E_{сж} + E_p}$$

$$E_0 = 3,2 \cdot 10^{10} \text{ Н/м}^2$$

Для данных величин прогиб балки:

$$W_0 = 1,36 \cdot 10^{-5} \text{ м}$$

Получаем внушительную разницу между расчётами для изотропного и анизотропного материала.

3.8 Выводы по третьему разделу

При использовании подфюзеляжной схемы, особенностью компоновки является нижнее расположение двигателя. Это обусловлено типом выбранного гиперзвукового входного устройства и реализуемой им расчетной схемой скачков уплотнения, образующихся на режиме полета.

Важным и заслуживающим внимания являются конструктивные решения при проектировании мест узлов крепления двигателя к каркасу ракеты.

Следует также отметить лучшую способность цилиндрической камеры сгорания держать нагрузку по сравнению с подфюзеляжной.

Можно сделать выводы, что переход от прямоугольных сечений на входе в изолятор к круглым на входе в камеру сгорания существенно повысит общую прочность данного конструктивного элемента и сведёт к минимуму риск его разрушения под действием внутренних статических и динамических нагрузок.

Особое внимание нужно сосредоточить на влиянии градиента температур на прочность объекта.

Результаты расчётов НДС элементов конструктивных схем позволяет сделать вывод о целесообразности сравнительных исследований НДС каналов ГПВРД, а также необходимости отдельного рассмотрения воздействий температурных и механических факторов.

В многослойной цилиндрической оболочке из углеродных волокон при ее внутреннем подогреве радиальное напряжение и теплопроводность в радиальном направлении оказывают взаимное влияние через контактный теплообмен и контактные силы. Поэтому, несмотря на то, что радиальное напряжение обычно является относительно небольшим по величине, его следует принимать во внимание. Результаты расчета позволили выявить качественную и количественную взаимосвязь диаметров волокон, размеров контактных пятен и контактных сил. Эти результаты могут быть использованы при выборе размеров углеродных волокон для оболочек ракетных двигателей.

4. РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЁННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КС

4.1 Методы расчётно-экспериментального исследования

Поперечная геометрическая форма прямоточного двигателя ракеты X-51, как упоминалось выше, меняется от прямоугольного вида до кольцевой формы.

Проведение экспериментального исследования непосредственно на натуральных деталях изделия сложно и нецелесообразно по следующим причинам: сложно создать при испытании условия, в которых работает конструкция, затруднительно провести натуральный эксперимент в течение ресурса работы исследуемой детали, на изготовление детали предназначены дорогостоящие материалы, с дорогостоящей технологией изготовления. Для проведения эксперимента было намечено использовать метод фотоупругости, позволяющий получить НДС элемента, обусловленное его конструктивной формой, на моделях из оптически чувствительного материала. Наглядность данного метода позволила визуально наблюдать за возникновением и ростом напряжений в моделях, фиксируя опасные зоны [69-72].

Для изготовления моделей применялся материал ЭД6 – М, обладающий оптическим свойством двойного лучепреломления. Данное свойство возникает в деформированном состоянии образца, благодаря чему на экране (в

поляризованном свете) появляется картина полос. По виду и числу полос можно судить об интенсивности напряжённого состояния детали. Свойство двойного лучепреломления, вызванное нагрузкой, было открыто в 1816г., что положило начало методу фотоупругости.

Главными достоинствами данного метода являются: наглядность, по одной картине изохром можно получить полное представление о напряжённом поле детали; он позволяет в случае плоской задачи непосредственно определить величину напряжения на границе детали, свободной от внешних нагрузок; отсутствие необходимости создания дорогостоящих стендов натуральных испытаний деталей; отсутствие ограничений по пределам измерений (возможность моделирования высоких температур)

4.2 Численное моделирование напряжённого состояния

Рассматривались шесть конструктивных вариантов сечения продольного тракта изолятора: прямоугольный, цилиндрический и 4 промежуточных (рис. 46), а также 4 варианта моделей в виде четверти сечения канала с различными радиусами в углах. Данные модели характеризуют переход от прямоугольного продольного тракта к цилиндрическому.

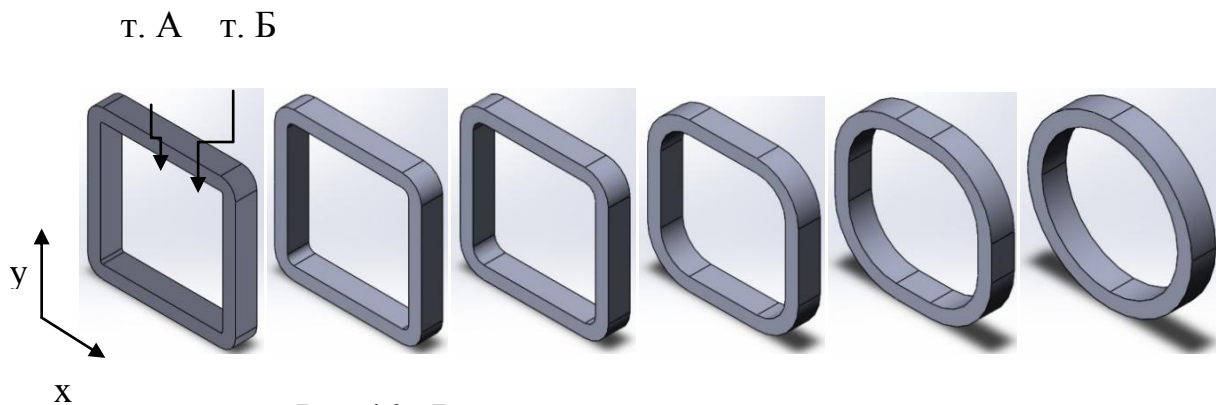


Рис.46 - Виды моделей для термоиспытаний

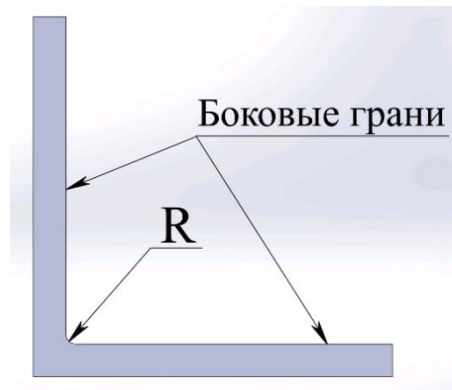


Рис.47 - Модели для силовых испытаний; $R=0,1;1;2;3;4$

Последовательно рассматривались следующие задачи:

Температурная задача. Нагрев рамочных моделей показанных на рисунке 46 осуществлялся изнутри. Анализировалась картина полос.

Силовая задача (имитируется нагружение внутренним давлением). Угловые модели (рис. 47) с различными радиусами сопряжения нагружались по схеме, показанной на рисунке 48.

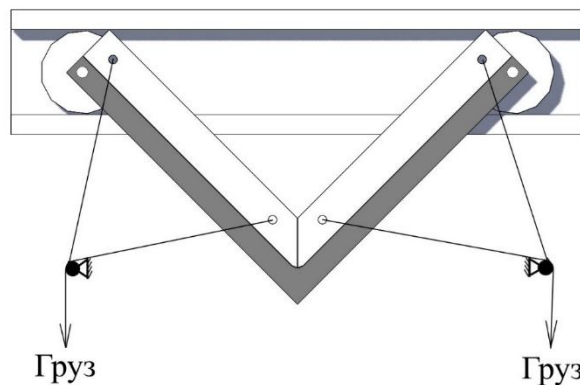


Рис.48 - Схема нагруженной модели

Характер температурных напряжений (радиальных $\sigma_{\text{рад}}$ и окружных $\sigma_{\text{окр}}$), можно «увидеть» на экране поляризационной установки ППУ-7 (рис. 49). На рисунке они изображены красным и синим цветом соответственно. Осевые напряжения, ось которых обозначена зелёным цветом, при данном расположении моделей на установке не видны.

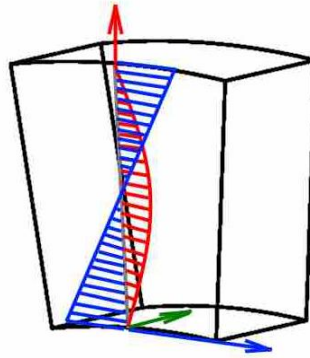


Рис.49 - Направления и предполагаемый вид главных напряжений

Для определения характера нагружения моделей был выполнен расчёт цилиндрической оболочки, нагруженной по радиусу градиентом температур. Рассматривалось два варианта: температура внутренней больше температуры наружной (рис. 50 а) и наоборот (рис. 50 б). В первом случае присутствуют сжимающие радиальные напряжения. Стоит заметить, что на участках, близких к торцам происходит изгиб оболочки, а дальнейший участок подвержен только сжатию. Сжатие происходит в сторону наибольшей температуры, что подтверждается вторым расчётом (рис. 50 б). Соответственно имеем дело с плоско-напряжённым состоянием.

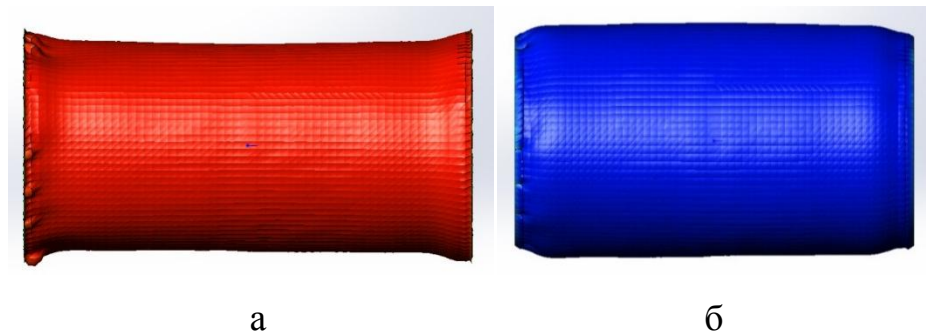


Рис.50 - Цилиндрические оболочки, нагруженные градиентом температур

В эксперименте смоделирован участок, вырезанный в средней части оболочки, то есть узкое кольцо.

Для всех моделей были заданы идентичные граничные условия: перепад температур в 50°C (повышенная температура внутри моделей) и давление 1 атм. на внутреннюю стенку для соответствующих моделей. Рассматривалось влияние радиуса в углах моделей на коэффициент концентрации напряжения в углах

моделей (т. А) по отношению к напряжению в центральной части боковых граней как для одного типа моделей, так и для другого [73].

Таблица 13

Температурная задача

R, мм	σ_x (т.А)	σ_y (т.А)	Результи- рующее	σ_x (т.Б)	σ_y (т.Б)	Результи- рующее	K_k
1	$-1,89 \cdot 10^6$	$-1,89 \cdot 10^6$	$2,67 \cdot 10^6$	$-0,9 \cdot 10^6$	$-1,45 \cdot 10^6$	$1,7 \cdot 10^6$	1,57
3	$-1,43 \cdot 10^6$	$-1,43 \cdot 10^6$	$2,02 \cdot 10^6$	$-0,87 \cdot 10^6$	$-1,09 \cdot 10^6$	$1,39 \cdot 10^6$	1,45
5	$-1,2 \cdot 10^6$	$-1,2 \cdot 10^6$	$1,7 \cdot 10^6$	$-0,84 \cdot 10^6$	$-0,86 \cdot 10^6$	$1,22 \cdot 10^6$	1,41
13	$-0,75 \cdot 10^6$	$-0,75 \cdot 10^6$	$1,06 \cdot 10^6$	$-0,63 \cdot 10^6$	$-0,46 \cdot 10^6$	$0,77 \cdot 10^6$	1,36
21	$-0,46 \cdot 10^6$	$-0,46 \cdot 10^6$	$0,65 \cdot 10^6$	$-0,4 \cdot 10^6$	$-0,33 \cdot 10^6$	$0,52 \cdot 10^6$	1,25
28,5	$-0,39 \cdot 10^6$	$-0,39 \cdot 10^6$	$0,55 \cdot 10^6$	$-0,39 \cdot 10^6$	$-0,25 \cdot 10^6$	$0,46 \cdot 10^6$	1,19

Таблица 14

Силовая задача

	σ_x (т.А)	σ_y (т.А)	Результи- рующее	σ_x (т.Б)	σ_y (т.Б)	Результи- рующее	K_k
R=0,1мм	$10 \cdot 10^6$	$10 \cdot 10^6$	$14,1 \cdot 10^6$	$-3,3 \cdot 10^6$	$-0,1 \cdot 10^6$	$-3,3 \cdot 10^6$	4,28
R=1мм	$7,4 \cdot 10^6$	$7,4 \cdot 10^6$	$10,4 \cdot 10^6$	$-3,2 \cdot 10^6$	$-0,1 \cdot 10^6$	$-3,2 \cdot 10^6$	3,27
R=2мм	$6,2 \cdot 10^6$	$6,2 \cdot 10^6$	$8,77 \cdot 10^6$	$-2,9 \cdot 10^6$	$-0,1 \cdot 10^6$	$-2,9 \cdot 10^6$	3,02
R=3мм	$5,5 \cdot 10^6$	$5,5 \cdot 10^6$	$7,78 \cdot 10^6$	$-2,7 \cdot 10^6$	$-0,1 \cdot 10^6$	$-2,7 \cdot 10^6$	2,88

Анализируя таблицы 13 и 14, можно сделать выводы, что напряжения, возникающие от воздействия давления, существенно зависят от внутреннего радиуса, а напряжения от градиента температур зависят слабо. Это ещё раз подтверждает целесообразность отдельного рассмотрения этих факторов. Раздельная оценка коэффициентов концентрации напряжений по осям x и y может быть полезной при оценке прочности оболочек из углерод-углеродных композитных материалов со структурой из волокон.

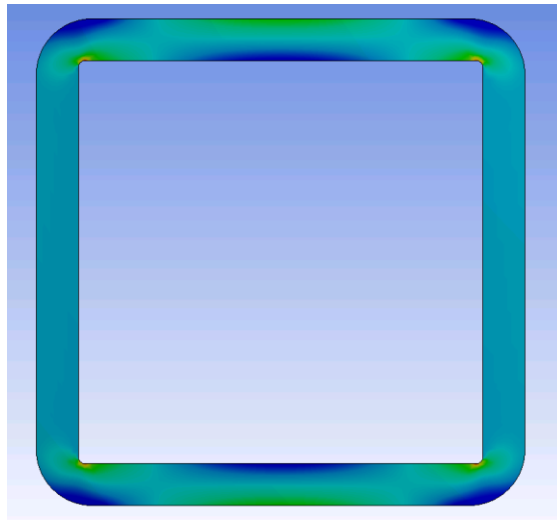


Рис.51 - Эпюра напряжений σ_x для $R=1\text{ мм}$

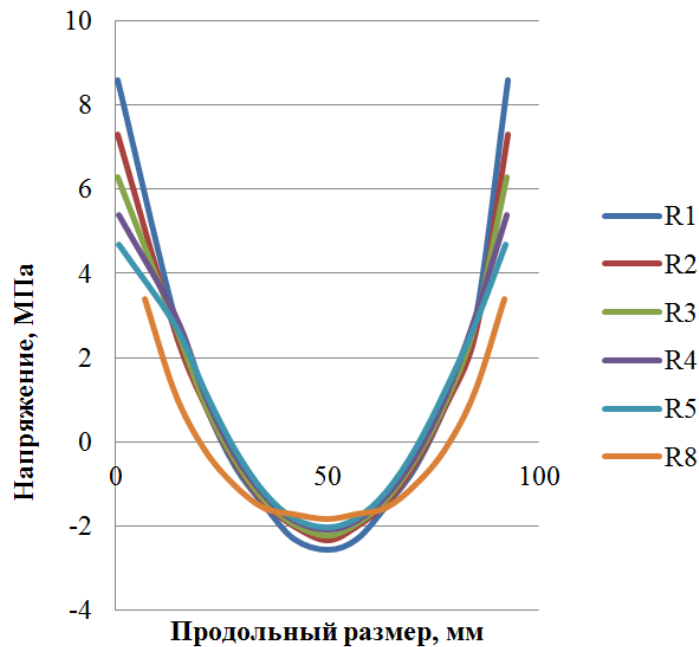


Рис.52 - Распределение напряжений от воздействия силового фактора на внутренней поверхности боковой грани для различных углов

На рисунке 52 приведены значения напряжений на внутренней стороне модели от воздействия силового нагружения. Сравнивая рисунок 52 с эпюрами на рисунке 15 видно, что в результате расчётов конечноэлементными методами учитывается влияние размеров радиусов скругления в углах модели. Это является преимуществом метода конечных элементов перед аналитическими методами на ранней стадии проектирования.

4.3 Постановка эксперимента

Постановка эксперимента соответствует той задаче, которая была сформулирована выше, а именно, должна выявить количественное влияние радиуса сопряжения стенок коробчатых каналов на НДС модели.

В связи с вышеизложенным, цель экспериментального исследования можно сформулировать следующими положениями:

- 1) Оценить влияние радиуса сопряжения на распределение напряжений в конструкции от воздействия градиента температур.
- 2) Оценить влияние радиуса сопряжения на распределение напряжений в конструкции от воздействия внутреннего давления в оболочке.
- 3) Подтвердить правильность результатов, полученных расчётным способом.

Для выполнения данных целей были изготовлены ряд моделей, представленных ниже:



Рис.53 - Модель для силового эксперимента



Рис.54 - Модель для температурного эксперимента

На рисунке 53 показаны образцы для силового нагружения. Всего было изготовлено 4 модели, отличающиеся величиной радиуса скругления.

Модели, представленные на рисунке 54, использовались для отслеживания температурного воздействия на НДС конструкции.

4.3.1 Материал модели

Для исследования упругой деформации и термонапряжённого состояния исследуемых конструкций путем просвечивания подобных им моделей в поляризованном свете необходимо было подобрать материал, который удовлетворял бы следующим свойствам:

- 1) Линейная зависимость оптической разности хода от разности главных напряжений.
- 2) Высокая оптическая чувствительность.
- 3) Высокая прочность (твёрдость)
- 4) Хорошая обрабатываемость
- 5) Стабильность свойств
- 6) Отсутствие ползучести и начальных напряжений

Модели в данной работе изготавливались из отверждённой эпоксидной смолы марки ЭД6-М, как наиболее полно отвечающие вышеуказанным требованиям. После изготовления моделей с помощью механической обработки производился их отжиг.

Отжиг производится в специально предназначенном для этого термостате (рис. 55) по индивидуальной программе для материала ЭД6-М, предусматривающей равномерное ступенчатое повышение температуры до необходимого значения, после чего следовало плавное охлаждение. Температура контролировалась термопарой, подведённой через специальное отверстие в термостате.



Рис.55 - Термостат с размещёнными внутри моделями

4.4 Описание метода. Методика определения теплофизических свойств материала.

Поляризационно-оптический метод измерения напряжений заключается в использовании упруго-оптического эффекта для измерения механических и термических напряжений в модели из прозрачного материала, подобной исследуемой детали (метод моделирования).

Данный метод основан на том, что вектор света, попадая на нагруженную (в нашем случае от воздействия градиента температур) деталь, раскладывается на две составляющие вдоль главных напряжений. Полученные составляющие проходят модель с разными скоростями и дают картину напряжённого состояния модели.

При плоском напряженном состоянии в каждой точке тела имеются две площадки, по которым касательные напряжения равны нулю, а нормальные напряжения достигают наибольшего и наименьшего значений. Эти площадки и действующие по ним нормальные напряжения были названы главными.

Под действием главных напряжений создаются деформации, которые приводят материал к оптической анизотропии. Вследствие разности деформаций по обоим главным направлениям луч света, проходящий через напряжённое прозрачное тело, будет распространяться в одной главной плоскости быстрее, чем в другой.

Колебания пучка плоско-поляризованного света, проходящего напряжённую модель, подобную кристаллу с двойным лучепреломлением, разлагаются на два составляющих в соответствии с законом векторного разложения. Составляющие взаимно перпендикулярны и распространяются в напряжённой пластинке с различными скоростями, что приводит к относительному сдвигу фаз составляющих.

При плоском напряжённом состоянии всегда существует такая кривая, представляющая собой геометрическое место точек, в которых направления главных напряжений параллельны. Эта кривая называется изоклиной.

Цена полосы материала – величина, необходимая для определения напряжений, находится экспериментальным путём: тарировки образца в виде сплошного диска, нагружаемого известной силой или путём тарировки образца в виде балки на четырёх опорах.

Для балки на четырёх опорах определяется максимальное напряжение на краю в её средней части, где действует чистый изгибающий момент. Из соотношения этого напряжения и порядка полосы на краю можно найти цену полосы.

4.4.1 Моделирование методом фотоупругости

Моделирование можно охарактеризовать как воспроизведение свойств исследуемого объекта на модели, построенной по определённым правилам, и потом на основе анализа состояния модели сделать выводы о состоянии натурной конструкции. Научной основой моделирования является теория подобия и размерностей.

С учётом реальных размеров коробчатых каналов высокоскоростных двигателей не представляется возможным провести их испытания на установке ППУ-7.

При механическом моделировании рассматриваются геометрическое и тепловое подобия, при которых подразумевается пропорциональность друг другу температурных полей, тепловых потоков, теплопроводности и т.д.

Как уже отмечалось, исследования выполнялись на моделях, изготовленных из оптически активного материала, механические свойства которого отличаются от свойств материала конструкции (УУКМ).

По правилам геометрического моделирования необходимо пропорционально изменять все геометрические размеры исследуемого образца. При этом пропорциональное уменьшение толщины стенки приведёт к значительным трудностям при экспериментальном исследовании.

При выборе масштабов моделирования учитывалось, что точность исследования увеличивается с увеличением размеров модели, но при этом ограничивается размерами оптической установки.

Поэтому можно говорить лишь о частичном моделировании, которое позволит выполнить намеченные исследования.

Моделирование в условиях теплового воздействия требует обеспечения равенства тепловых критериев в модели и в натуре, которое определяет условие для выбора теплового режима модели.

Также необходимо обратить внимание на тот факт, что УУКМ обладает свойством анизотропии, а материал для модели изотропен.

С учётом равенства тепловых критериев моделирование полей напряжений в модели и в детали определяется критерием-равенством:

$$\sigma_H = \sigma_M \frac{\alpha_H t_H E_H}{\alpha_M t_M E_M},$$

где : σ_M – напряжение, возникшее в модели;

α_H – коэффициенты линейного расширения материала натуре;

α_M – коэффициенты линейного расширения материала модели;

E_H – модуль упругости при растяжении-сжатии натуре;

E_M – модуль упругости при растяжении-сжатии модели;

t_H и t_M – характерные температуры натуре и образца соответственно.

4.5 Экспериментальная установка

Поляризационно-проекционная установка ППУ-7 предназначена для исследования НДС методом оптического моделирования на плоских моделях. Схема установки (рис. 56) состоит из поляризаторной и анализаторной частей и пульта управления.

ППУ-7 позволяет получать картину полос при плоской поляризации.

Оптическая схема установки состоит из ряда отдельных узлов, установленных при помощи рейтеров. На них расположен источник света 1 с конденсором 2, теплофильтр со светофильтром 3, поляризатор 4 с пластиной четверть волны и рабочие линзы 5. Всё это представляет собой поляризационную часть установки. Далее следует исследуемая модель 6, ответная рабочая линза 7, анализатор 8 с пластиной четверть волны, проекционный объектив 9 и экран 10.

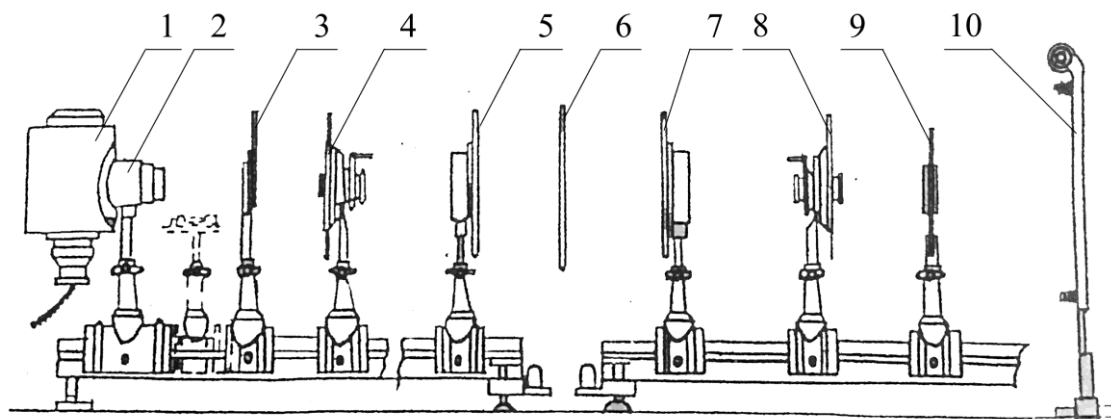


Рис.56 - Поляризационно-проекционная установка ППУ-7

Экран использовался для настройки, а фиксация картины осуществлялась с помощью фотоаппарата.

4.6 Проведение экспериментов на установке ППУ-7

Величина цены полосы определяется путём тарировки образца. На основе эпоксидной смолы был изготовлен тарировочный образец в виде сплошного прямоугольного бруска высотой 15 мм и толщиной 10 мм. Полученный брус сжимали силой P , приложенной в 4-х опорах. Цена полосы определялась следующим образом:

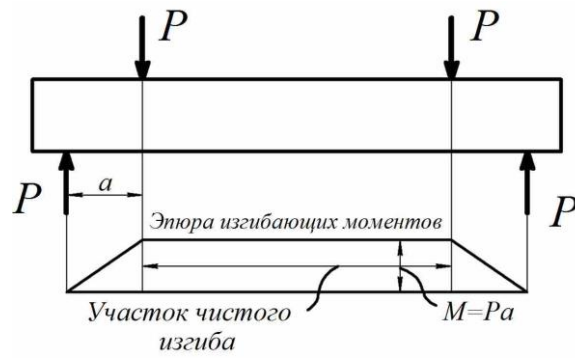


Рис.57 - Схема нагружения тарировочного образца с указанием эпюр изгибающих моментов

При приложенной силе $P = 12,5$ расчётные напряжения в образце равнялись:

$$\sigma = \frac{M \cdot h/2}{J} = 33,5 \text{ кг/см}^2,$$

где:

M – значение момента; $M = 12,5 \text{ кг} \cdot \text{см}$,

h – высота образца,

J – момент инерции; $J = 0,28 \text{ см}^4$

На образце при данной величине нагружения появляется две полосы с каждой стороны от нейтральной оси. Соответственно цена полосы образца будет равна:

$$\sigma_0 = \frac{33,5}{2} = 16,75 \text{ кг/см}^2$$

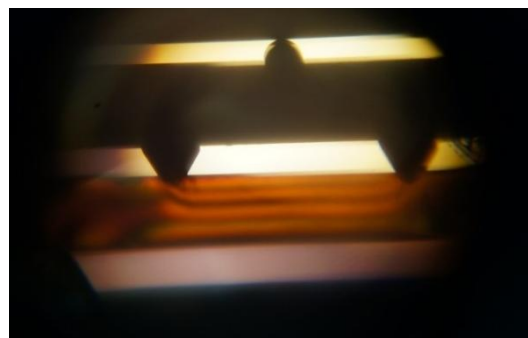


Рис.58 - Тарировочный образец под нагрузкой

Поскольку толщина тарировочного образца и модели одинаковы, то результаты тарировки непосредственно переносятся на модель.

Сначала была рассмотрена температурная задача. Модель, размещённая между рабочими линзами установки ППУ-7, показана на рисунке 59.

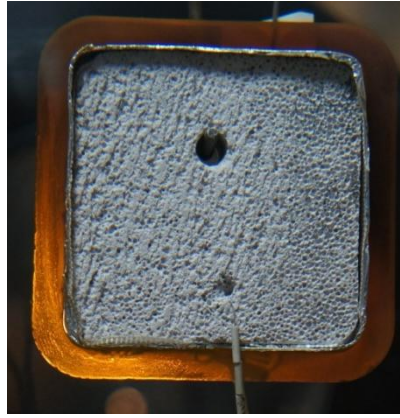


Рис.59 - Вид модели, установленной на стенде

Нагрев модели осуществлялся за счёт спиральной намотки нити нихрома диаметром 0,2 мм. Равномерность температурного поля осуществлялась за счёт прослойки из фольги.

В таблице 15 приведены значения количества полос для температурного градиента 50 °С между наружной и внутренней стенками. На рисунке 60 приведены фотографии картин полос для различных моделей.

Таблица 15

R, мм	Количество полос		Напряжение, Па		Коэффициент концентрации
	В углу	На стороне	В углу	На стороне	
1	2,5	2	$1,72 \cdot 10^6$	$1,38 \cdot 10^6$	1,25
3	1,75	1,5	$1,2 \cdot 10^6$	$1,03 \cdot 10^6$	1,17
5	1,5	1,5	$1,03 \cdot 10^6$	$1,03 \cdot 10^6$	1
13	1,5	1,5	$1,03 \cdot 10^6$	$1,03 \cdot 10^6$	1
21,5	1,5	1,5	$1,03 \cdot 10^6$	$1,03 \cdot 10^6$	1
28,5	Не рассматривался				

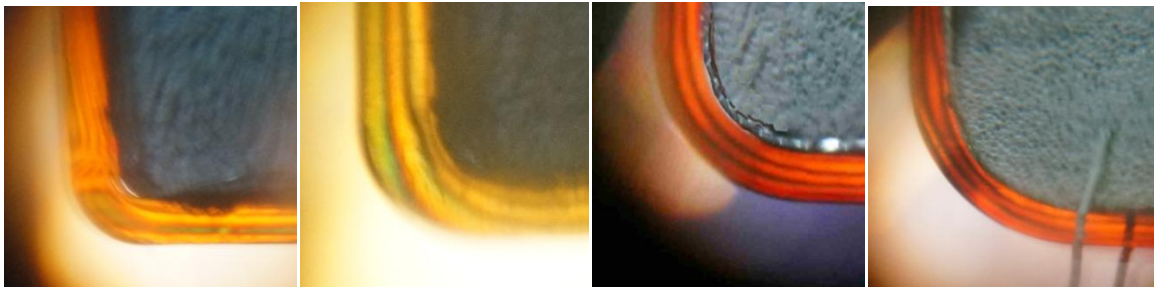


Рис.60 - Картины полос для моделей с радиусами 3,5,13 и 21 мм

В эксперименте не рассматривался образец с радиусом 28,5 мм, т.к. в круглой детали отсутствуют концентрации напряжения и само напряжение рассчитывается по всеми известной формуле: $\varepsilon = \pm \frac{E\alpha\Delta t}{2(1-\mu)}$.

В результате проведения силового эксперимента с моделями, в которых радиусы внутренних скруглений были различны, сформированы следующие таблицы:

Таблица 16

Влияние радиусов скруглений на картину полос

Радиус, мм	Сила, кг	Количество полос	
		В углу	На стороне
3	0	0	0
	2,5	3	2
	5	4	2
	7,5	5	3
	10	6	3,5
2	0	0	0
	2,5	3,5	2
	5	5	2
	7,5	5	3
	10	6,5	3,5
1	0	0	0
	2,5	3	2
	5	6	3
	7,5	7	3,5
	10	7	3,5
0,1	0	0	0
	2,5	3,5	2
	5	6	3
	7,5	7	3,5
	10	8	3,5

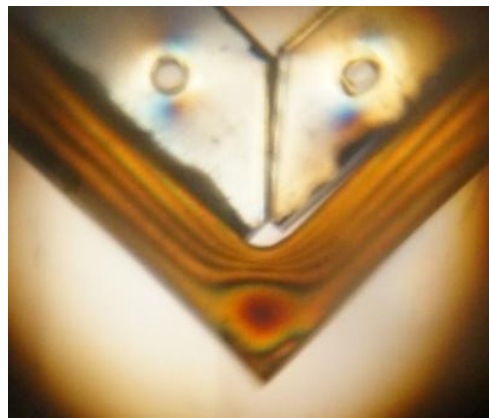


Рис.61 - Картина полос образца с радиусом 3 мм под нагрузкой 5 кг.

Далее переведем данные, полученных в результате эксперимента в значения напряжений натуральных изделий. В расчетах использовались свойства материала моделей, приведенные в таблице 17.

Таблица 17

Механические свойства модели и натурального образца

	Е, Па	α , 1/град
М (модель)	$7,7 \cdot 10^{11}$	$7,5 \cdot 10^{-6}$
Н (натура)	$1,2 \cdot 10^{11}$	$5 \cdot 10^{-7}$

В таблице 18 указаны значения напряжений для различных радиусов при нагрузке в 1 атм.

Таблица 18

Величины напряжений и коэффициентов концентрации для различных радиусов

R, мм	Напряжение, Па		Коэффициент концентрации
	В углу	На стороне	
3	$4,13 \cdot 10^6$	$2,4 \cdot 10^6$	1,17
2	$4,47 \cdot 10^6$	$2,4 \cdot 10^6$	1,86
1	$4,82 \cdot 10^6$	$2,4 \cdot 10^6$	2
0,1	$5,5 \cdot 10^6$	$2,4 \cdot 10^6$	2,29

Значения коэффициентов концентраций напряжения в температурной и в силовой задаче, полученные экспериментальным методом, подтверждают результаты расчетов методом конечных элементов. Наблюдается незначительная погрешность, которая может быть связана с качеством материала моделей.

Можно сделать выводы, что напряжения в углах моделей, возникающие от воздействия давления, очень чувствительны к внутреннему радиусу (в отличие от температурных напряжений). Это может говорить о целесообразности отдельного рассмотрения этих факторов при расчетах напряженно-деформированного состояния. Раздельная оценка коэффициентов концентрации напряжений по осям x и y может быть полезной при оценке прочности оболочек из углерод-углеродных композитных материалов со структурой из волокон.

5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе получены следующие результаты:

1. Рассматривались две конструктивные схемы двигательных установок для высокоскоростных летательных аппаратов.

2. Первичную оценку напряжённо-деформированного состояния рекомендуется выполнять в следующей последовательности:

а) приближёнными методами,

б) методом конечных элементов,

в) методом конечных элементов в местах концентрации напряжений

Такой алгоритм позволяет выявить опасные с точки зрения НДС места как подфюзеляжной, так и осесимметричной схемы.

3. Во всех случаях в качестве материала конструкции рассматривался углерод-углеродный композитный материал (УУКМ). Учитывались его основные особенности, среди которых: низкий коэффициент теплопроводности и коэффициент Пуассона и др.

4. Были предложены два критерия: температурный K_T и силовой K_c , учитывающие особенности использованного материала конструкции и различную природу возникновения напряжённого состояния от воздействия градиента температур и силового воздействия. Критерии могут быть использованы для отдельного анализа напряжённого состояния от воздействия температур и механических усилий.

5. Показано, что в многослойной цилиндрической оболочке из углеродных волокон при ее внутреннем подогреве радиальное напряжение и теплопроводность в радиальном направлении оказывают взаимное влияние через контактный теплообмен и контактные силы. Результаты расчета позволили выявить качественную и количественную взаимосвязь диаметров волокон, размеров контактных пятен и контактных сил. Эти результаты могут быть использованы при выборе размеров углеродных волокон для оболочек

двигателей. На основании рассмотрения контактной задачи теплообмена в волокнах УУКМ было показано, как можно учитывать влияние твёрдости поверхностного слоя волокна.

6. Выполнено численное моделирование напряжений в каналах коробчатой формы с различными радиусами закруглений в углах. Показано, что коэффициенты концентрации напряжений в опасных местах существенно отличаются при нагружении температурным градиентом и внутренним давлением. Это подтверждает целесообразность раздельного рассмотрения температурной и силовой задачи.

7. Напряжённое состояние моделей, соответствующих каналу коробчатого сечения и изготовленных из оптически активного материала, изучалось на поляризационно-проекционной установке. Проверка методом фотоупругости позволила получить близкие по отношению к расчётным коэффициенты концентрации напряжений и ещё раз подтвердила целесообразность раздельного анализа НДС от нагружения температурным градиентом и внутренним давлением.

8. С помощью современных САЕ-систем пока не удаётся выполнять точные расчёты на прочность сложных пространственных конструкций из УУКМ. Результаты, полученные в настоящей работе, позволяют использовать их на раннем этапе проектирования.

9. Расчётным и экспериментальным путём установлена количественная взаимосвязь между геометрическими характеристиками коробчатого канала и величинами коэффициентов концентрации напряжений.

10. В многоканальных коробчатых и цилиндрических двухъярусных оболочках с радиальными стойками расчётами МКЭ выявлены места наибольших напряжений и предложены рекомендации по их снижению.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Avery, W.H. Twenty years of ramjet development. *Jet Propul.* 1955 №25. с. 604–614.
2. Waltrup P.J., Stull F.D., Anderson, G.Y. Supersonic combustion ramjet (scramjet) engine development in the United States, in *Proceedings of the Third International Symposium on Air Breathing Engines.* AIAA. 1976. с. 835–862.
3. Curran, E.T. Scramjet engines: The first forty years. *Power* 17. 2001. С. 1138–1148.
4. Победоносцев Ю.А. Первые летные испытания прямоточных двигателей. В сб. *Из истории авиации и ракетной техники.* Москва, АН СССР. 1970. С.109–121
5. Бондарюк М.М. Ильяшенко СМ. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. — М. 1958. 503с.
6. Curran E. T. Scramjet Engines: The First Forty Years. *Journal of Propulsion and Power.* Vol. 17, No. 6. 2001. с. 1138–1148.
7. Hallion R. P. *The Hypersonic Revolution. Volume II: From Max Valier to Project Prime,* Aeronautical System Center, Air Force Material Command, Wright Patterson Air Force Base. 1995. 706 с.
8. X-43A Hyper-X гиперзвуковой летательный аппарат <http://www.testpilot.ru/usa/mc/x/43/x43.htm> (дата обращения: 05.10.2015). С. 1.
9. «Холод» гиперзвуковая летающая лаборатория <http://www.testpilot.ru/russia/tsiam/holod/holod.htm> (дата обращения: 05.10.2015). С.1.
10. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. –М.: ИПМех РАН, 2013. 160 с.
11. Ануфриев В.М., Козлов Г.И., Ройтенбург Д.И. Применение ударной аэродинамической трубы для исследования диффузоров. *Известия АН СССР МЖГ.* 1969. №2, С.33-36.
12. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. *Космические крылья.* – М.: 2009 –496с.
13. Korchenov V.I. *Research and Development of Ram/Scramjets and Turboramjets in Russia.* 1993 (AGARD Lecture series 194). 238 с.

14. Рудаков А.С., Строкин М.В. Огнедышащий "Холод". Журнал "Двигатель" № 2, Москва, 1999. 54 с.
15. Скибина В.А., Солонин В.И. Иностранные авиационные двигатели. Справочник ЦИАМ Выпуск 14 –М.: изд. Дом «Авиамир». 2005 592 с.
16. Andrews E. H., Mackley T.A. Review of NASA's Hypersonic Research Engine Project Monterey, CA June 28-30, 1993 AIAA 93-2323 12 p.
17. Magquardt R. Future of Ramjet Engines, American Aviation, I—II. 1954. С. 24—28.
18. Hill P. R. Parameters Determining Performance of Supersonic Pilotless Airplanes Powered by Ram-Compression Power Plants. VI.1946. 755 p.
19. Сабельников В.А., Пензин В.И. К истории исследований в области высокоскоростных ПВРД в России М.: Изд. ЦАГИ, 2008. 64 с.
20. Heppenheimer T.A. Facing the Heat Barrier: A History of Hypersonics The NASA History Series, 2007, 336 p.
21. Артемов О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (параметры, характеристики, применение)// — М.: Издательство, 2002. 300с.
22. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховомов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета)/ М.: ИКЦ «Академкнига», 2006.- 343 с.
23. Обносов Б.В., Сорокин В.А., Яновский Л.С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе/ М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2012.- 279 с.
24. Балмина Р.В., Губанов А.А., Иванькин М.А., Лапинский Д.А. Состояние и перспективы разработки гиперзвукового вооружения// Новости зарубежной науки и техники. Техническая информация. - ЦАГИ, 2012. – 75с.
25. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей В.С. Зуев, В.С. Макарон Машиностроение М. 1971 368 с.
26. М.М. Бондарюк, С.М. Ильяшенко Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. Государственное издательство оборонной промышленности. —М. 1958. 392 с.

27. Говоров А.Н., Гусев В.А., Орлов П.В., Цыбалов И.Г. Теория прямооточных воздушно-реактивных двигателей. Киев. 1963. 151 с.
28. Акимов В.М., Бакулев В.И. Теория и расчёт воздушно-реактивных двигателей. Учебник для вузов 2-е изд. Машиностроение 1987.-568с.
29. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки/ М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010.- 320 с.
30. Пономарев С.Д., Бидерман В.Л., Лихарев К.К. и др. Расчеты на прочность в машиностроении. Том 2. – М.: Машгиз, 1958. – 974 с.
31. Вольфсон Б.П. Расчет коробчатых конструкций на изгиб и кручение М.: Стройиздат, 1968г. - 104 с.
32. Образцов И.Ф. Вариационные методы расчета тонкостенных авиационных пространственных конструкций. –М.: Машиностроение,1966. 392с.
33. Стренг Г., Фикс Дж. Теория метода конечных элементов. Под ред. Г. И. Марчука. — М. : Мир, 1977. — 351 с.
34. Сорокин В. А., Яновский Л. С., Ягодников Д. А. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. МГТУ им. Н.Э.Баумана. 2017. – 317с
35. Ендогур А. И., Кравцов В. А. Напряженное состояние композиционной панели в зоне отверстия // Труды МАИ, 2013, №64 <https://mai.ru/upload/iblock/f9e/rus.pdf> (дата обращения: 13.12.2015)
36. Williams M.L. Stress singularities resulting from various boundary conditions in angular corners of plates in extension. J. Appl. Mech., 1952, v. 19, № 4, p. 526.
37. Притыкин А. И., Мисник А. В. Распределение и концентрация напряжений в балках с синусоидальной перфорацией стенки. Вестник МГСУ Том 12№8 (107) 2017г. С.876-884.
38. Фриштер Л.Ю. Анализ методов исследования локального напряженно-деформированного состояния конструкций в зонах концентрации напряжений. Вестник МГСУ, 2008г. № 3. С. 38-44.

39. Виноградов Ю. И., Гусев Ю. А., Золотухин В. С. Методы исследования концентрации напряжений в оболочках // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 3. С. 61-65

40. Durif S., Bouchair A. Behaviour of cellular beams with sinusoidal openings//Steel Structures and Bridges. 2012. Vol. 40. P. 108-112.

41. Helsing, J. On the computation of stress fields on polygonal domains with V-notches.//International Journal for Numerical Methods in Engineering, 53. -2002. P. 433-453.

42. Балашов В.В., Волков Ю.А., Демидов А.С. и др. Прогнозирование свойств конструкционных материалов для электродов ионных двигателей // Труды МАИ, декабрь 2012, № 61. <https://mai.ru/upload/iblock/2b5/prognozirovanie-svoystv-konstruktsionnykh-materialov-dlya-elektrodov-ionnykh-dvigatelay.pdf> (дата обращения: 07.05.2016).

43. Абашев В.М. Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях. – М: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. 88 с.

44. Johan Steelant, Mats Dalenbring. Achievements obtained within ATLLAS-II on Aero-Thermal Loaded Material Investigations for High-Speed Vehicles American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2017. 57 p.

45. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. - М.: Машиностроение, 1988. 264 с.

46. Справочник по композиционным материалам в 2х кн. под редакцией Дж. Любина - М.: Машиностроение, 1988. 448 с.

47. И.М. Буланов, В.В. Воробей Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 1998г. 516с.

48. Балашов В.В., Волков Ю.А., Демидов А.С. и др. Прогнозирование свойств конструкционных материалов для электродов ионных двигателей // Труды МАИ, декабрь 2012, № 61.

<https://mai.ru/upload/iblock/2b5/prognozirovanie-svoystv-konstruktsionnykh-materialov-dlya-elektrodov-ionnykh-dvigatelay.pdf> (дата обращения: 11.07.2016).

49. Тимошенко С.П., Гудьер Дж. Теория упругости. – М.: Наука, 1979. – 560 с.
50. С.П. Тимошенко, С. Войновский-Кригер Пластинки и оболочки. – М.: Наука. – 635 с.
51. Шимкович Д.Г. Расчет конструкций в MSC.visualNastran for Windows/ – М.: ДМК Пресс, 2004. – 704с.
52. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. ANSYS в руках инженера. Практическое руководство/ Едиториал УРСС, 2003. – 272 с.
53. Алямовский А.А., Собачкин А.А., Одинцов Е.В. и др. SolidWorks. Компьютерное моделирование в инженерной практике/ СПб.: БХВ-Петербург, 2005. – 800 с.
54. Алямовский А.А. SolidWorks/COSMOSWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов/ М.: ДМК Пресс, 2004. – 432с.
55. COSMOSDesignSTAR 4.5 Basic User's Guide/ Structural Research and Analysis Corporation, USA, 2004.
56. COSMOSDesignSTAR 4.5 Nonlinear User's Guide/ Structural Research and Analysis Corporation, USA, 2004.
57. Алямовский А.А. SolidWorks/COSMOSWorks. Инженерный анализ методом конечных элементов/ – М.: ДМК Пресс, 2004. – 432с.
58. Абашев В.М. Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях. – М: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009 г. – 88с.
59. Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. Теплопроводность смесей и композиционных материалов: Справочная книга. – Л.: Энергия, 1974. – 264 с.
60. Стронг Г.М., Бэнди Ф.П., Бовенкерк Г.Р. Вакуумная тепловая изоляция для плоских стенок // Вопросы глубокого охлаждения. – М.: Изд.-во иностр. лит., 1961. С. 362-389.
61. Пономарев С.Д., Бидерман В.Л., Лихарев К.К. и др. Расчеты на прочность в машиностроении, том 2. – М.: Машгиз, 1958. – 974 с.
62. Углеродные волокна / под ред. Симамуры С. – М.: Мир, 1987. – 304с.

63. ГОСТ 24622 – 91. Государственный стандарт Союза ССР. Пластмассы. Определение твердости. Твердость по Роквеллу. – М.: Комитет стандартизации и метрологии СССР. – 11с.

64. Авдучевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение, 1975. – 519 с.

65. Абашев В.М., Демидов А.С., Хомовский Я.Н. Киктев С.И., Ерёмкин И.В. Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена. Вестник Московского авиационного института. 2017. №4 Т.24. С. 7–13.

66. Чиркин В.С. Теплофизические свойства материалов. Справочник. – М.: Атомиздат, 1968. – 484 с.

67. РД 50-675-88: Методические указания. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Материалы композиционные. Методы испытаний на межслойный сдвиг. – Государственный комитет СССР по стандартам. – М.: Издательство стандартов, 1989. – 8с.

68. Демидов А.С., Кашелкин В.В. Экспериментально-расчетная оценка поврежденности конструктивных элементов // Вестник МАИ. 2010. Т.17. №3. С. 163-167.

69. Фёпл Л., Мёнх Э. Практика оптического моделирования Новосибирск «Наука» СО 1966г. 211с.

70. Кардаш С.Т., Чехохуд Е.В. Исследование термоупругих напряжений поляризационно-оптическим методом с применением «замораживания». Труды РИИГА, Выпуск 62 Рига: 1965г. 20с.

71. Хесин Г.Л., Варданян Г.С., Савостьянов В.Н., и др. Метод фотоупругости, т3. Под общей редакцией Хесина Г.Л. Москва Стройиздат 1975г. 312с.

72. Фрохт М. Фотоупругость. Том 2: Поляризационно-оптический метод исследования напряжений Пер. с англ. под ред. Н. И. Пригоровского. — М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1950. — 488 с.

73. Хомовский Я. Н. Исследование особенностей напряженного состояния канала коробчатой формы прямоточного двигателя // Труды МАИ. 2018. №101. http://mai.ru/upload/iblock/706/КНомовskiy_rus.pdf

74. Власов В.З. Избранные труды. Общая теория оболочек (том 1) – М.: издательство академии наук СССР. 1962 г. - 528 с.

75. Пономарев С.Д., Бидерман В.Л., Лихарев К.К., и др. Расчеты на прочность в машиностроении. Том 3: Инерционные нагрузки. Колебания и ударные нагрузки. Выносливость. Устойчивость – М.: Машгиз, 1959.— 1118 с

76. Иванов Н.И. Элементарный учебник сопротивления материалов – М.: Техничко-теоретическая литература; Издание 3-е. 1956 г. – 216 с.

77. Писаренко Г.С., Агаев В.А., Квитка А.Л., и др. Сопротивление Материалов Учебник. – 4-е изд., перераб. и доп. Вища школа, 1979. — 696 с.

78. Хомовский Я. Н. О концентрации напряжений в тонкостенных каналах газоздушного тракта ГПВРД /Научно-технический вестник Поволжья. 2018. №8. С. 34-36.

79. Хомовский Я. Н. Особенности расчётов и выбор критериев напряжённо-деформированного состояния для тонкостенных конструктивных элементов из углерод-углерод композитных материалов» Sciences of Europe. 2016. No 9(9) vol 4. с.80-84.

80. Хомовский Я. Н. Влияние радиусов сопряжения стенок коробчатых каналов гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя на их напряжённое состояние» /Двигатель. Москва, 2018. №4 с.16-17