МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

СОПРЯЖЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ, ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ И ПРОЧНОСТНЫХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД

Электронное учебное пособие

Работа выполнена по мероприятию блока 2 «Развитие и повышение эффективности научно-инновационной деятельности» и блока 3 «Развитие информационной научно-образовательной среды и инфраструктуры» Программы развития СГАУ на 2009 – 2018 годы по проекту «Разработка технологии и методического обеспечения для создания виртуального жидкостного ракетного двигателя (ЖРД)»
Соглашение № 2/11 от 03 июня 2013 г

САМАРА
2013

ББК 39.65-01я7
С647

Авторы: **Безменова Наталья Витальевна,**
Борисов Валерий Александрович,
Тисарев Андрей Юрьевич,
Шустов Станислав Алексеевич

Сопряженное моделирование тепловых, гидродинамических и прочностных процессов в системе охлаждения камеры ЖРД [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / Н. В. Безменова, В. А. Борисов, А. Ю. Тисарев, С. А. Шустов; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (3,25 Мбайт). - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

В учебном пособии изложены современные методы сопряженного моделирование тепловых, гидродинамических и прочностных процессов в системе охлаждения камеры ЖРД на основе системы CAD/ /CAE Siemens NX 8.0.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов по направлению 160302.65 «Ракетные двигатели» по дисциплинам: «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей» в 6,7 семестре, «Конструирование основных узлов и систем ракетного двигателя» 9, А (10) семестре.

Подготовлено на кафедрах: теории двигателей летательных аппаратов; конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов

© Самарский государственный аэрокосмический университет, 2013

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ …… **1**

1 Обзор конструктивных схем регенеративного охлаждения камер ЖРД **2**

1.1 Основные принципы работы систем охлаждения камер ЖРД …….. **2**

1.2 Основные требования, предъявляемые к охлаждению ЖРД …….. **6**

1.3 Примеры основных конструкций камер ЖРД с разными схемами охлаждения …….. **9**

2 Основные понятия о сопряженном характере физических процессов и моделей, связанных с охлаждением камеры ЖРД ……. **12**

2.1 Типичная конструкция камеры ЖРД …….. **12**

2.2 Основные особенности моделирования теплового состояния камеры ЖРД ……... **13**

3 Формирование геометрической модели камеры ЖРД с регенеративным охлаждением ……... **18**

3.1 Формирование геометрической модели теоретического контура камеры ЖРД …… **18**

3.2 Определение основных геометрических размеров корпуса камеры ЖРД …… **24**

3.3 Формирование геометрической 3D-модели камеры ЖРД с регенеративным охлаждением ……... **29**

4 CFD-моделирование сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД ……. **34**

4.1Физико-математическая постановка задачи …….. **34**

4.2 Физико-математическая модель термодинамических свойств продуктов сгорания ЖРД …… **41**

4.3 Физико-математическая газодинамическая модель течения продуктов сгорания в камере ЖРД ……. **46**

4.4 Численная реализация физико-математической модели сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД …… **48**

4.5 Пример численного расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры сгорания маршевого ЖРД НК-33 …… **52**
5 CFD-моделирование гидродинамических процессов течения компонента в тракте охлаждения камер …….. **58**
5.1. Формирование конечно-элементной модели частей корпуса ……. **58**
5.2. Выбор граничных условий ……. **62**
5.3. Пример расчета – расчет температур корпуса камеры НК-33 …… **63**
5.4. Анализ полученных результатов и проверка адекватности ……... **69**
5.5. Сопряжённое моделирование процессов течения охладителя и охлаждения корпуса камеры ……. **74**
5.5.1. Порядок построения совмещенной модели…… **75**
5.5.2. Граничные условия для совмещённой модели …….. **87**
5.5.3. Расчёт и анализ результатов …… **91**
6 Моделирование напряженно-деформированного состояния стенок камеры ЖРД …… **95**
6.1 Формирование численной модели элементов корпуса …… **95**
6.2. Выбор граничных условий ……. **99**
6.3. Анализ полученных результатов …….. **104**
6.4 Напряженное состояние корпуса камеры ЖРД при действии гидростатического давления …… **108**
6.5 Расчет напряжений в корпусе при гидроопрессовке …… **111**
Библиографический список **114**
Приложение А **118**

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем учебном пособии излагаются вопросы сопряженного моделирования тепловых, гидродинамических и прочностных процессов в системе охлаждения камер современных ЖРД.

Рассматриваются проблемы, связанные с физико-математическим моделирование тепловых, гидродинамических и прочностных процессов в системе охлаждения камер современных ЖРД процессов. Показана физическая природа взаимосвязей этих процессов и необходимость их сопряженного моделирования.

Изложены основные требования к сопряженному моделированию тепловых, гидродинамических и прочностных процессов в системе охлаждения камер современных ЖРД: адекватность, универсальность, экономичность. Показано, что практическое обеспечение этих требований возможно лишь при использовании современных численных методов, реализованных в компьютерной форме и известных как технологии CFD-моделирования.

Рассмотрены основные этапы CFD-моделирования применительно к сопряженным тепловым, гидродинамическим и прочностным процессам в системе охлаждения камер современных ЖРД – от формирования геометрических моделей камер ЖРД до получения численного решения моделей рассматриваемых процессов и анализа полученных результатов.

Учебное пособие предназначено для углубленного изучения учебных дисциплин «Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей», «CALS/PLM – технологии в ракетном двигателестроении», «Конструирование основных узлов и систем ракетного двигателя» студентами факультета двигателей летательных аппаратов СГАУ, обучающимися по специальности 160302.65.

Учебное пособие может быть использовано также при проведении лабораторных работ по указанным дисциплинам, а также при выполнении курсового и дипломного проектирования студентами, обучающимися по специальности 160302.65.

1 Обзор конструктивных схем регенеративного охлаждения камер ЖРД

1.1. Основные принципы работы систем охлаждения камер ЖРД

Стенка камеры сгорания и сопла, а также внутреннее днище головки и форсунки нуждаются в эффективной тепловой защите, так как температура термодинамических процессов, протекающих в камере, весьма высока. При высокой температуре возникают недопустимые деформации стенки, а в местах с высокой скоростью движения газов наблюдается эрозия её поверхности. Тепловая защита внутренних элементов камеры осуществляется их охлаждением (отводом от них тепла), теплоизоляцией, или же одновременным использованием этих принципов.

Все способы теплозащиты стенки ведут в той или иной степени к снижению удельного импульса или же к увеличению массы камеры. При давлении в камере более *1МПа* наиболее эффективным способом теплозащиты является наружное проточное охлаждение [12]. В этом случае стенка, соприкасающаяся с продуктами сгорания, с противоположной стороны омывается охладителем (жидкостью или газом). Если охладителем является один из компонентов топлива, который затем поступает в камеру, то такое охлаждение называется регенеративным. Однако в большинстве случаев одного проточного охлаждения недостаточно и его приходится дополнять другими способами теплозащиты.

Очевидно, что при использовании проточного охлаждения конструкция корпуса камеры должна быть двухстенной. Полость между стенками корпуса образует охлаждающий тракт, по которому в заданном направлении течет охладитель. Тепловой поток от продуктов сгорания, попадающий на стенку, проходит через неё за счет теплопроводности материала и путём конвективной теплоотдачи передается объему жидкости, протекающему в охлаждающем тракте.

Системы проточного охлаждения камер ЖРД прежде всего различаются схемой течения охладителя в тракте корпуса камеры. Выбранная схема должна обеспечить надёжное охлаждение стенки и минимальные гидравлические потери в охлаждающем тракте.

На выбор схемы проточного охлаждения влияет выбор охладителя.

Выбор охладителя.

Охладителем может быть ***окислитель*** или ***горючее***. Возможно, охлаждение одной части корпуса одним компонентом, а другой части – вторым компонентом. Обычно, в качестве охладителя выбирают тот компонент топлива, который обладает слабым коррозионным воздействием на конструкционные материалы, большей тепловой восприимчивостью и лучшей охлаждающей способностью. В связи с меньшей агрессивностью чаще всего охладителем камеры является горючее. В камерах небольшой тяги (P < 100кН) в связи с малыми расходами горючего часто приходится применять в качестве охладителя окислитель (обычно высококипящий) [12]. В настоящее время ведутся успешные работы по использованию в качестве охладителя жидкого кислорода [16].

Схемы охлаждающих трактов камер.

Выбор схемы течения охладителя в тракте корпуса камеры в значительной степени определяется величиной силы тяги, давления в камере и степенью расширения сопла.

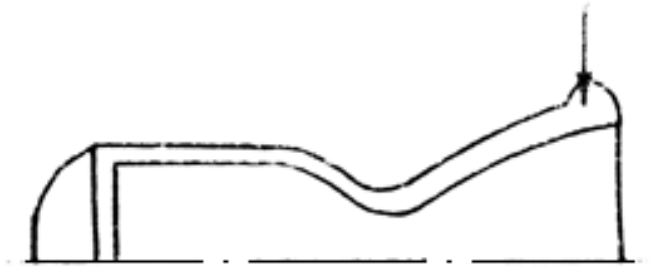


Рисунок 1.1 - Входной коллектор на срезе сопла

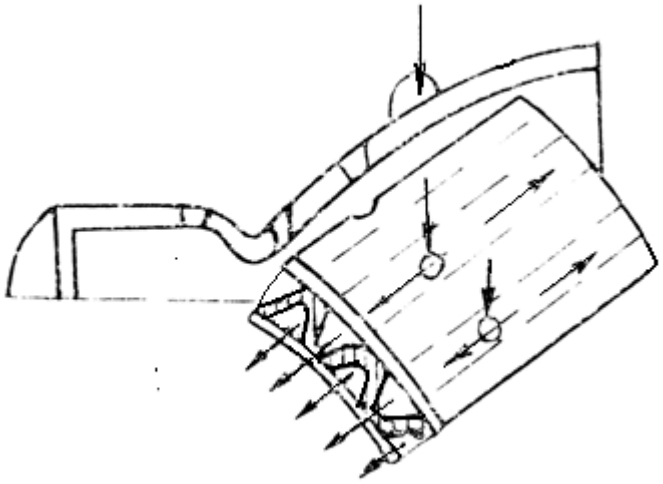


Рисунок 1.2 - Подвод охладителя в тракт охлаждения с разделением потоков

Для корпусов камер ЖРД с небольшой степенью расширения сопла ($\overline{F}_a$ = 4...6) при среднем значении давлений в камере часто применяют противоточную схему [12], когда охладитель сначала поступает во входной коллектор на срезе сопла, а затем течет по тракту охлаждения в головку камеры (рисунок 1.1).

Для сопел, имеющих расширение ($\overline{F}_a$ = 8...12) часто применяют схему с разделением охладителя (рисунок

1.2). Входной коллектор в этом случае сдвигают от среза сопла в сторону критического сечения и размещают над последней секцией гофрированной проставки. Охладитель, поступая из отверстий коллектора в каналы, образованные рубашкой и проставкой, разделяется на два потока. Один из них течет в сторону критического сечения, а другой - к срезу сопла. После поворота второй поток по каналам между проставкой и стенкой направляется в проточку (внутренний коллектор), образованную между концами проставок, где и смешивается с первым потоком. Как известно, расход охладителя в потоках обратно пропорционален гидравлическим сопротивлениям соответствующих каналов. Поэтому, перемещая коллектор относительно середины проставки вправо и влево, можно добиться оптимального распределения охладителя, когда его температура на входе в проточку будет одинаковой для обоих потоков.

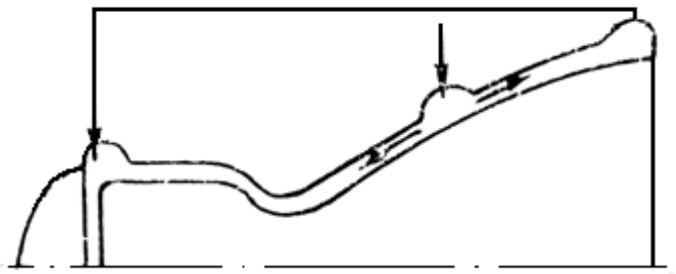


Рисунок 1.3 - Подвод охладителя в зоне критического сечения и передачей его в камеру сгорания по внешнему трубопроводу

Преимуществом такой схемы, является снижение массы корпуса и его поперечного размера, так как входной коллектор вписывается в габарит, определяемый срезом сопла.

В паяно-сварных камерах, имеющих сопла с большой степенью расширения и более высокое давление в камере, используют схему с разделением потоков и перебросом части охладителя от среза сопла в смесительный коллектор внешним трубопроводом (рисунок 1.3). При этом входной коллектор располагают на расширяющейся части сопла вблизи критического сечения, и большая часть охладителя течет в сторону головки, а меньшая - к срезу сопла. Это позволяет при прочих равных условиях снизить скорость течения охладителя и, следовательно, величину гидравлических потерь в тракте, а также охлаждать стенку в зоне критического сечения сопла менее нагретым охладителем. Распределение расхода охладителя по потокам производится путем подбора дроссельной шайбы в трубопроводе внешнего переброса охладителя.

На рисунке 4 показана возможная схема охлаждения камеры двумя компонентами, каждый из которых циркулирует в своем тракте. Такая схема часто применяется в камерах небольших тяг, когда расхода одного компонента недостаточно для обеспечения общего теплосъема.

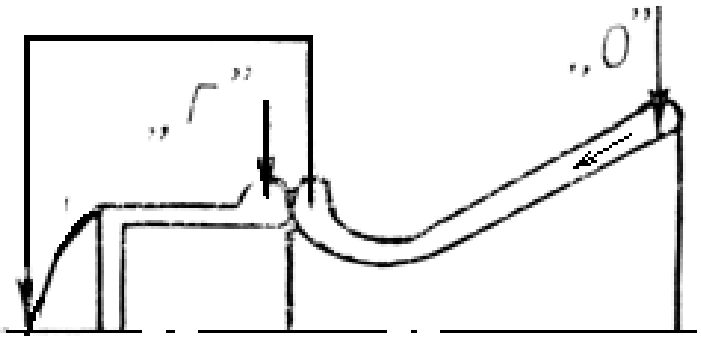


Рисунок 1.4- Охлаждение камеры двумя компонентами

В камерах с трубчатой конструкцией при небольшой степени расширения сопла число трубок, образующих корпус, по длине постоянно. Необходимая геометрия газового тракта достигается профилированием трубок. В этом случае часто применяют схему с двойным ходом охладителя, когда входной коллектор располагают у головки (рисунок 1. 5). Охладитель по одним трубкам течет к срезу сопла, поворачивается в поворотном коллекторе и по соседним трубкам направляется в головку. Разница температуры охладителя в соседних трубках в значительной степени выравнивается за счет теплопроводности их стенок. Вследствие уменьшения диаметра входного коллектора и длины труб, подводящих к нему охладитель, при такой схеме снижается масса корпуса и упрощается компоновка двигателя, но увеличиваются гидравлические потери в тракте охлаждения.

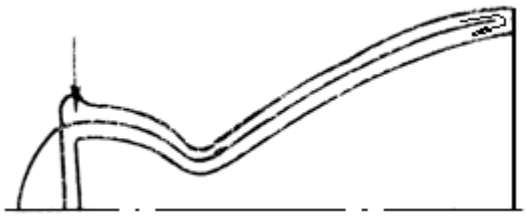


Рисунок 1.5- Схема с двойным ходом охладителя, применяемая в корпусах из трубок

В камерах с трубчатым корпусом и большой степенью расширения сопла (F =30...40) используют схему с полуторным ходом охладителя (рисунок 1.6). В этом случае охладитель из входного коллектора поступает сначала в короткие трубки, расположенные между длинными, а затем по длинным трубкам движется в головку.

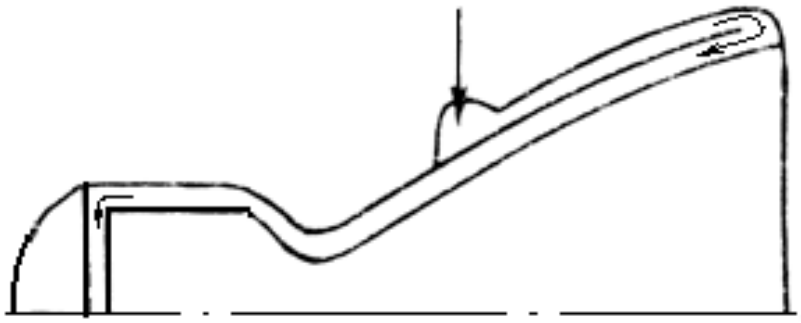


Рисунок 1.6 - Схема с полуторным ходом охладителя, применяемая в корпусах из трубок

В современных высоконапряженных камерах применяются и более сложные схемы циркуляции охладителя.

1.2 Основные требования, предъявляемые к охлаждению ЖРД

Характерная особенность наружного охлаждения камер ЖРД — стационарный режим, на котором вся полученная стенкой теплота полностью передается охлаждающей жидкости. В этих условиях надежное охлаждение должно отвечать двум основным требованиям [10]:

1. удовлетворять тепловому балансу между подогревом охлаждающей жидкости и воспринимаемой ею теплотой;
2. обеспечивать тепловое состояние или температурный режим стенки на любом участке камеры в заданных пределах.

Первое требование заключается в том, что жидкость, пройдя через охлаждающий тракт камеры и восприняв теплоту от стенки, на выходе из тракта не должна быть перегретой выше некоторой допустимой температуры $T_{ж.доп.}$, определяемой температурой кипения или разложения при данном давлении. Это необходимо по следующим причинам:

1. некоторые компоненты (такие как перекись водорода, несимметричный диметилгидразин, гидразин и другие) при перегреве начинают разлагаться, причем этот процесс носит взрывной характер;
2. в КС должны поступать компоненты однородного (однофазного) состава, без включения газовых объемов (*охлаждение стенок двигателя компонентом, находящимся в двухфазном состоянии (частично в парообразном), значительно*

менее эффективно (коэффициент теплоотдачи от стенки в пар резко снижается) или смолообразных и твердых продуктов разложения (*иначе двигатель будет работать неустойчиво, форсунки засоряются отложениями*);

3. при чрезмерном перегреве охлаждающей жидкости снижается разность температур стенки и жидкости, что снижает интенсивность теплообмена. И далее, если жидкость способна к разложению, то она становится более чувствительной к местным перегревам стенки, а это снижает надежность охлаждения.

Таким образом, имеются серьезные причины, которые ставят достаточно жесткие требования к нагреву жидкости в охлаждающем тракте.

Второе требование заключается в том, что необходимо обеспечить условие местного теплосъема:

1. температура стенки со стороны газа $T_{ст.г}$ не должна превышать допустимую температуру стойкости материала стенки по отношению к воздействию высокотемпературного скоростного и часто химически активного потока. При $T_{ст.г} > T_{ст.доп.м}$ стенка начинает разрушаться и размягчаться, оплавляться, окисляться и подвергаться интенсивной эрозии.
2. температура стенки со стороны жидкости $T_{ст.ж}$ не должна намного превышать температуру кипения или разложения охлаждающей жидкости. Если температура стенки $T_{ст.ж}$ существенно больше температуры кипения жидкости $T_{.ж.,доп}$,, то непосредственно на стенке возможно вскипание частиц жидкости.

   При достаточно большой скорости течения жидкости и сравнительно небольшом превышении температуры стенки над температурой кипения образующиеся паровые пузырьки сносятся потоком и, попадая в толщу жидкости, снова конденсируются, поскольку средняя температура жидкости ниже температуры кипения. При такой картине, когда образующиеся пузырьки пара тут же исчезают и жидкость остается однофазной, охлаждение не нарушается. Больше того, такое местное вскипание интенсифицирует теплообмен.

   Если же температура стенки значительно превышает температуру кипения жидкости, то кипение на стенке протекает более интенсивно и образовавшиеся

пузырьки пара на поверхности сливаются и образуют паровую пленку: поток становится двухфазным, режим охлаждения — пленочным. Вначале паровая пленка неустойчива, она постоянно сносится потоком в виде больших пузырей, а на ее месте возникает новая. Затем устойчивость пленки повышается. С момента появления на поверхности паровой пленки контакт жидкости со стенкой нарушается, и поскольку теплоотдача в пар значительно меньше, чем в жидкость, то в местах пленочного охлаждения эффективность теплосъема резко уменьшается, возрастает температура стенки, которая может превысить допустимую.

То же самое происходит, когда охлаждающая жидкость из-за перегрева на стенке начинает разлагаться. Здесь могут выделяться газообразные, смолообразные и твердые продукты, что резко ухудшает охлаждение. Кроме того, компоненты типа перекиси водорода, диметилгидразина и других разлагаются с эффектом, равносильным взрыву. Естественно, что в этом случае всякий перегрев опасен.

Таким образом, для надежной работы системы охлаждения, повсеместно должен обеспечиваться теплосъем без возникновения устойчивого кипения или какого-либо разложения охлаждающей жидкости на стенке. Если в каком-либо месте на стенке эти условия теплосъема не выполняются, то обычно в этом месте снижают тепловой поток. Наиболее просто и эффективно это достигается созданием возле стенки слоя; газа с пониженной температурой. Поскольку в данном случае имеют место местные опасные зоны, то низкотемпературный слой удобно создавать завесой из специальных поясов непосредственно возле этих зон. Современные ЖРД, использующие высокоэффективные топлива и имеющие высокие давления в КС, из-за неблагополучного положения с местными теплосъемами охладить без специального низкотемпературного пристеночного слоя очень трудно.

3. Наконец, средняя температура стенки $T_{ст.ср} = (T_{ст•г} + T_{ст.ж})/2$ не должна превышать допустимую температуру стенки из условия прочности $T_{ст.доп.\sigma}$. Характеристики материалов при прочностных расчетах определяются по средней температуре стенки.

Таким образом, второе условие надежного охлаждения сводится к обеспечению на всех участках камеры соотношений:

$$T_{ст.г} \le T_{ст.доп.м}\ ;\ T_{ст.ж} \le T_{ст.доп.ж}\ ;\ T_{ст.ср} \le T_{ст.доп.\sigma}$$

1.3. Примеры основных конструкций камер ЖРД с разными схемами охлаждения

Противоточная схема проточного охлаждения, приведённая на рисунке 1.1 в настоящее время применяется редко даже в камерах с малой геометрической степенью расширения. Её преимущество – технологическая простота в изготовлении, - уступает её недостаткам, связанным с увеличением габаритов и массы камеры. В тоже время эту схему приходится применять в случае, если выходная часть сопла выполнена одностенной с гофрированной рубашкой (ЖРД РД-01).

Широкое распространение получила схема проточного охлаждения с разделением охладителя (рисунок 1.2). Она применяется в ЖРД различных тяг с и степени расширения сопла, например, в основном и рулевом ЖРД РД- 107, РД-111 и многих других. Эта схема позволяет уменьшить диаметр выходного сечения сопла и его массу.

В двигателях с дожиганием и высоком давлении в камере часто используют схему с разделением потоков и перебросом части охладителя от среза сопла в смесительный коллектор внешним трубопроводом (рисунок 1.3). Так выполнены ЖРД РД-253, НК-33, НК-43 и другие. В этом случае удается уменьшить не только массу камеры, но и обеспечить лучшее охлаждение зоны критического сечения и снизить гидравлические потери в охлаждающем тракте.

Современные ЖРД с высоким давлением в камере (РД-170, РД-0124) отличаются весьма высокой теплонапряженностью. Чтобы обеспечить работоспособность камеры приходится использовать все возможности как проточного, так и внутреннего охлаждения.

На рисунке 1.7 приведена схема охлаждения камеры ЖРД РД – 0124 [17]. Этот двигатель четырёхкамерный, с дожиганием окислительного генераторного

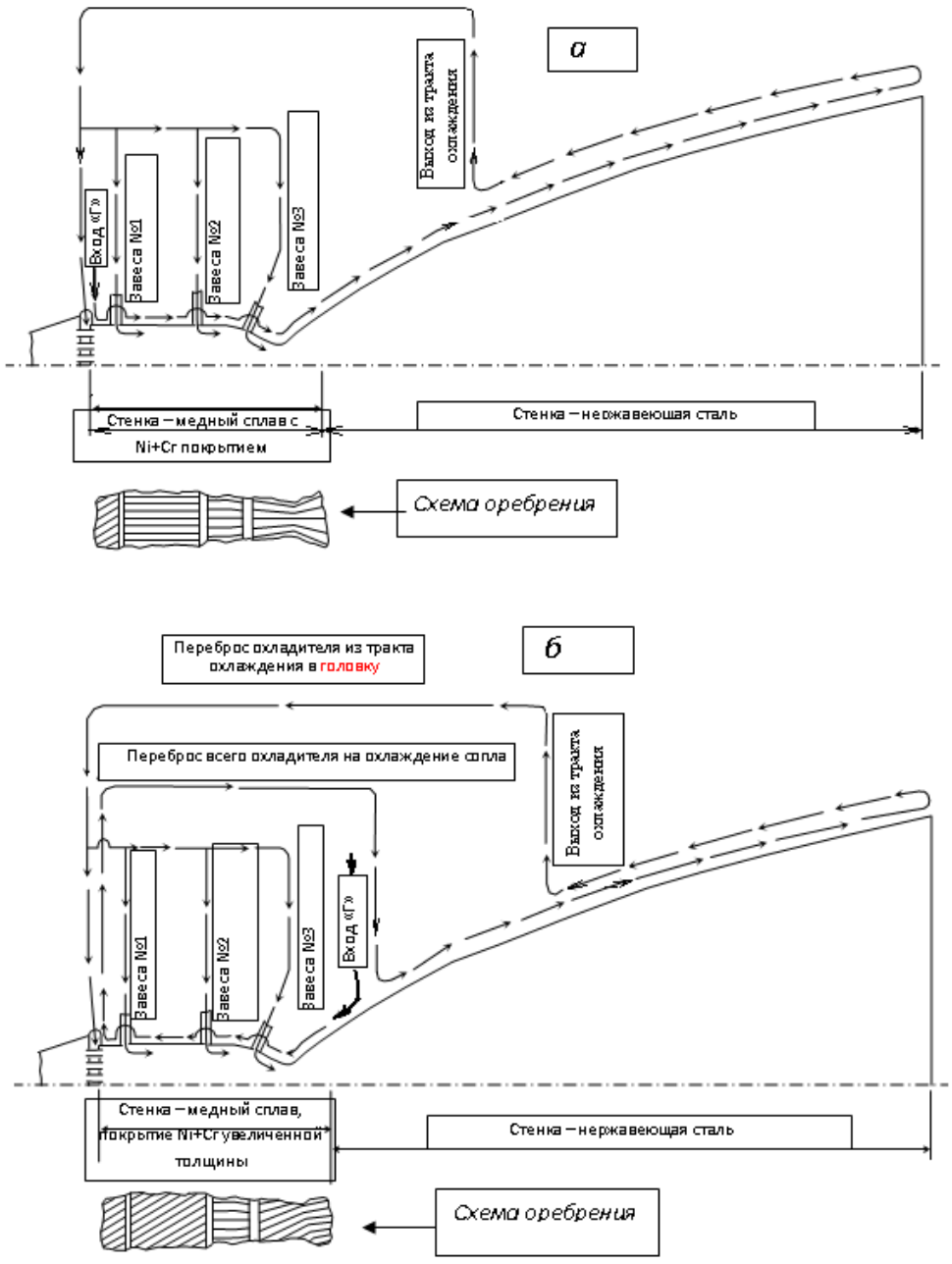


Рисунок 1.7- Система охлаждения камеры ЖРД РД- 0124

газа. Давление в камерах 16 МПа, а тяга каждой камеры лишь немного превышает 100 кН, поэтому расход охладителя (керосина) незначительный.

Чтобы наиболее полно использовать хладоресурс охладителя, была применена сложная схема его циркуляции по охлаждающему тракту (рисунок 1.7,а).

При этом охладитель подводился в коллектор у смесительной головки. В процессе доводки появлялись постоянные проливы в области минимального сечения. Поэтому, наряду с другими мероприятиями, была усложнена схема течения охладителя и входной коллектор установлен близко к критическому сечению (рисунок 1.7,б).

Как видно из рисунка, в окончательном варианте входной коллектор стал двуполостным, установлен за критикой, а весь охладитель подается в верхнюю полость коллектора и течет в сторону головки камеры. На смесительной головке расположен поворотный коллектор, из которого охладитель перебрасывается по трубопроводу в нижнюю полость входного коллектора и далее направляется к срезу сопла.

После охлаждения сопла охладитель собирается в выходном коллекторе, расположенном в средней части сопла, из которого по трубопроводу перебрасывается в смесительную головку к форсункам. От последнего трубопровода отбирается охладитель к поясам завесы, каждая из которых имеет свой коллектор.

В зарубежном ракетном двигателестроении широко применяются камеры, корпуса которых выполнены из профилированных трубок. Примером камеры с двойным ходом охладителя (рисунок 1.5) может служить камера самого большого по тяге однокамерного ЖРД F-1 фирмы "Рокитдайн". В связи с малой степенью расширения $\overline{F}_a=10$ вся камера выполнена из постоянного по длине числа трубок. Горючее поступает в коллектор, расположенный на головке камеры, и после охлаждения камеры опять возвращается в головку.

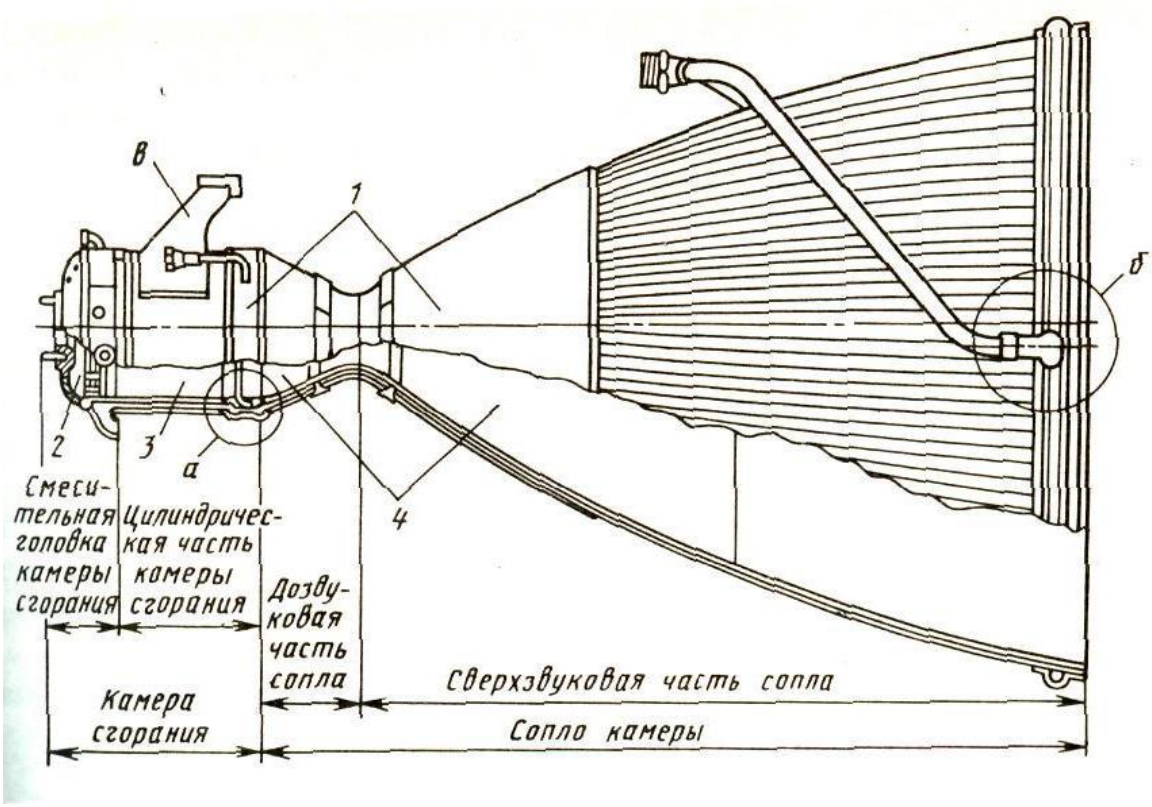
При большой степени расширения (ЖРД "Пратт-Уитни" RL-10 $\overline{F}_a$ = 40) в корпусе из трубок приходится применять схему с полуторным ходом охладителя (рисунок 1.6).

2 Основные понятия о сопряженном характере физических процессов и моделей, связанных с охлаждением камеры ЖРД

2.1 Типичная конструкция камеры ЖРД

Наряду с турбонасосным агрегатом (ТНА) камера является основным элементом ЖРД, поскольку именно рабочие процессы в камере создают тягу и в решающей степени определяют экономичность и надежность двигателя в целом.

Типичная конструкция камеры ЖРД с регенеративной системой охлаждения показана на рисунке 2.1 [7].



1- корпус; 2- смесительная головка; 3-цилиндрическая часть; 4-сопло;
а – узел пояса завесы; б- узел подвода охладителя; в-узел крепления камеры

Рисунок 2.1 – Камера ЖРД с регенеративным охлаждением

Защита стенок камеры ЖРД от опасного перегрева — одна из самых важных и сложных проблем ракетной техники, первые частичные решения которой позволили создать и первые ЖРД, имеющие важнейшее научно-техническое и практическое значение. Эти ЖРД обеспечили создание межконтинентальных средств доставки ядерных зарядов, запуск первого искусственного спутника Земли, полет первого человека в космос и высадку первых людей на Луну.

Организация надежной защиты стенок современных высоконапряженных камер сгорания ЖРД при небольших потерях удельного импульса — одна из труднейших задач, возникающих при создании новых конструкций двигателей. Нередко наблюдаются случаи, когда, прежде чем удается создать двигатель с надежной защитой стенок, приходится проводить большую экспериментальную и конструкторско-исследовательскую работу.

Сложность проблемы защиты стенок современных камер ЖРД связана с тем, что продукты сгорания имеют высокие температуры — до 3500—4500 К, давление 15 МПа и выше и скорости движения $a_{кр}$ = 1000…1300 м/с. В этих условиях возникают огромные тепловые потоки от продуктов сгорания к стенкам камеры.

2.2 Основные особенности моделирования теплового состояния камеры ЖРД

В соответствии с основными понятиями теории теплообмена тепловой поток $q_{г,}$ передаваемый от газа в стенку, в общем случае складывается из конвективного $q_{к}$ и лучистого $q_{л}$ тепловых потоков:

$$q_{\Sigma} = q_{k} + q_{л}$$

Характерное распределение тепловых потоков от продуктов сгорания к камере ЖРД показано на рисунке 2.2 [5].

Разность температур между поверхностями стенки, несмотря на малую ее толщину, может достигать огромных величин. Например, даже при умеренном тепловом потоке порядка (12—16) 10^6 Вт/м^2 (рисунок 2.2) получаем на толщину стенки 1 мм из нержавеющей стали разность температур $\Delta T_{ст}$ = 500 ~ 600°. При таких условиях между газом и стенкой возникает интенсивный теплообмен, способный при недостаточной защите быстро нагреть стенку камеры до температуры, близкой к температуре газа.

Если учесть, что подавляющее большинство материалов стенки допускают весьма умеренные нагревы (максимум 1300—1500 К), а температура в камере сгорания, как отмечалось выше, может достигать до 3500—4500 К, то сложность проблемы защиты стенки камеры ЖРД становится очевидной.

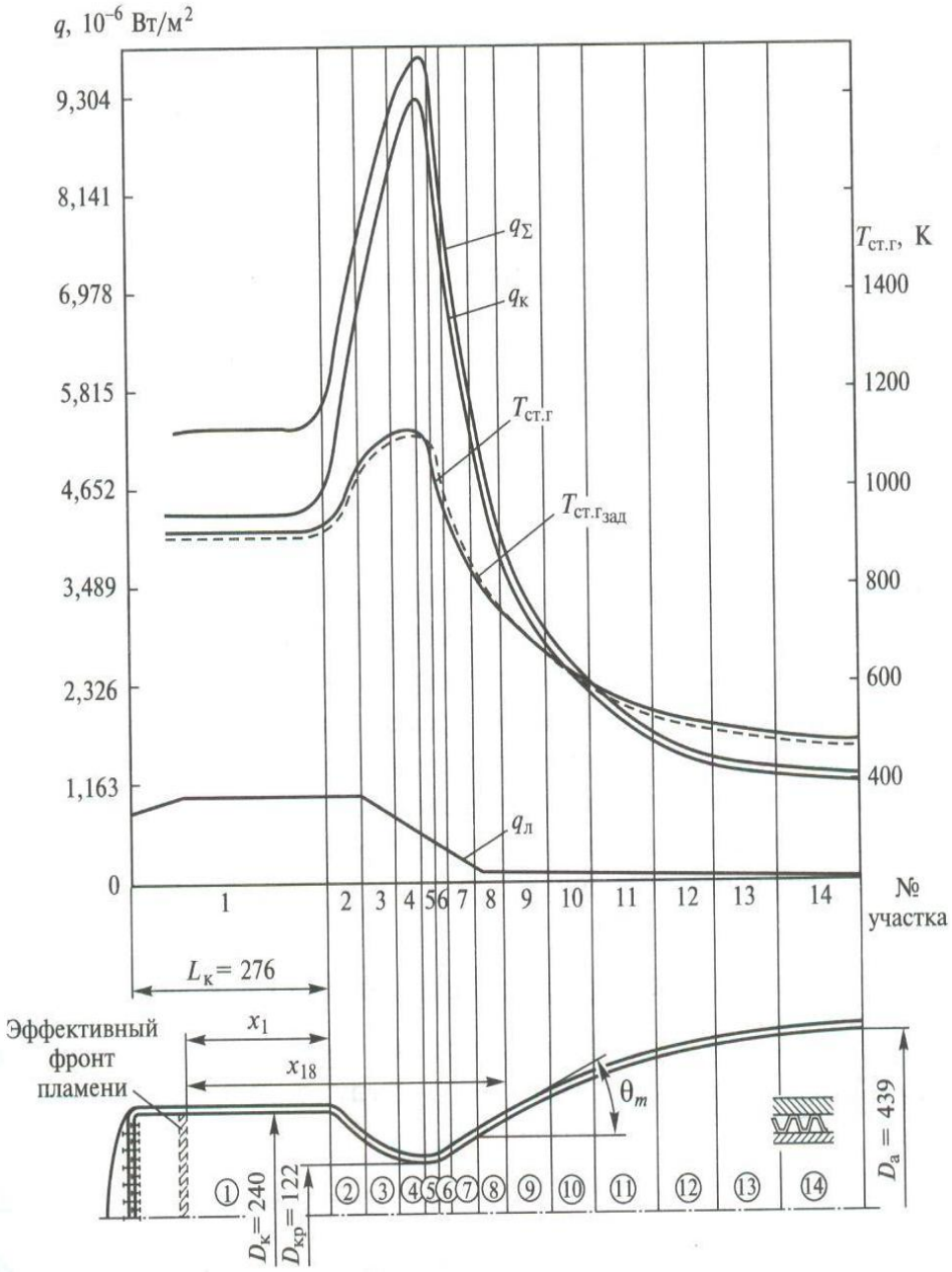


Рисунок 2.2 – Типичное распределение удельного теплового потока по длине камеры ЖРД

Рассматривая кривую распределения q_Σ на рисунке 2.2, а также соотношение между конвективной и лучистой составляющими суммарного теплового потока, можно отметить следующее:

1. максимум теплового потока достигается в дозвуковой области сопла, вблизи критического сечения;
2. характер распределения и величина суммарного теплового потока в основном определяются конвективной составляющей, имеющей главное значение;

3. наиболее напряженным местом является входная часть сопла и особенно область критического сечения, которая принимает на себя максимальный тепловой поток и поэтому нуждается в наиболее сильной защите. Причем если в КС конвективная и лучистая составляющие примерно одинаковы, то в сопле лучистая составляющая быстро становится незначительной. Поэтому с достаточной точностью можно сказать, что максимальная численная величина теплового потока в критическом сечении в основном определяется конвективной составляющей.

В современных двигателях, работающих на высокоэффективных топливах и при высоком давлении в камере, тепловой поток в области критического сечения легко может достичь величины (40-80)•10^6 Вт/$м^2$ и больше.

Если допустимая температура силовой стенки (оболочки камеры и сопла) много ниже температуры омывающих газов, то она легко может получить столь большое количество теплоты, которая при недостаточно эффективной защите быстро нагреет ее до разрушения. Разрушение стенки камеры и сопла обычно происходит в виде размягчения материала или его оплавления, окисления материала или его выгорания, эрозии материала или его размывания потоком.

Для предупреждения опасного перегрева силовой оболочки КС и защиты ее от разрушения в современных ЖРД применяют различные виды теплозащиты: наружное проточное; внутреннее; транспирационное (испарительное, за счет уноса массы стенки); наружное радиационное охлаждение стенки; теплозащитные термостойкие покрытия; теплозащитные аблирующие покрытия; емкостное охлаждение. Все перечисленные методы защиты стенки ЖРД применяются на практике, причем в большинстве случаев комплексно, совместно дополняя друг друга [10]. Например, наружное охлаждение, как правило, сочетается с внутренним; здесь же может быть еще как дополнение и теплозащита стенки термостойким покрытием. Емкостное охлаждение может сочетаться как дополнение также с теплозащитными покрытиями и внутренним охлаждением.

Характерной особенностью работы камеры ЖРД является существенная взаимосвязь протекающих в ней различных физических процессов, таких как

смесеобразование, горение, химическая термодинамика, газодинамика, гидродинамика, динамическая прочность, теплообмен. Такая взаимосвязь физических процессов существенно затрудняет проблему создания экономичной и надежной камеры ЖРД. Это обусловлено тем, что надежную работу стенки камеры ЖРД в течение заданного времени-ресурса необходимо обеспечить при минимальных потерях удельного импульса и минимальном утяжелении конструкции. Кроме того, в настоящее время и в обозримом будущем всё более важную роль играют экономические факторы, связанные с необходимостью снижения как затрат на создание ЖРД, так и сроков его создания. В этих условиях все более ограниченными становятся возможности использования экспериментальных методов в создании ЖРД и ключевую роль начинают играть методы, основанные на использовании моделирования применительно ко всем стадиям жизненного цикла – от проектирования продукции до ее производства и эксплуатации. Совокупность таких методов получила название CALS-технологии (CALS- непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции) [15].

Моделирование должно удовлетворять главному требованию - адекватности, а также таким требованиям универсальности и экономичности. Применительно к использованию моделирования для создания экономичной, надежной и легкой камеры ЖРД адекватность может быть обеспечена лишь в рамках сопряженного моделирования термодинамических, газодинамических, гидродинамических процессов и других физических процессов совместно с моделированием напряженно-деформированного состояния стенок камеры ЖРД.

На стадии проектирования камеры ЖРД сопряженное моделирование реализуется в виде следующих взаимосвязанных этапов:

1. формирование начальной геометрической модели камеры ЖРД (конструкции), основой которой является теоретический контур камеры, определяемый в процессе проведения расчета на основе использования термогазодинамической модели продуктов сгорания;

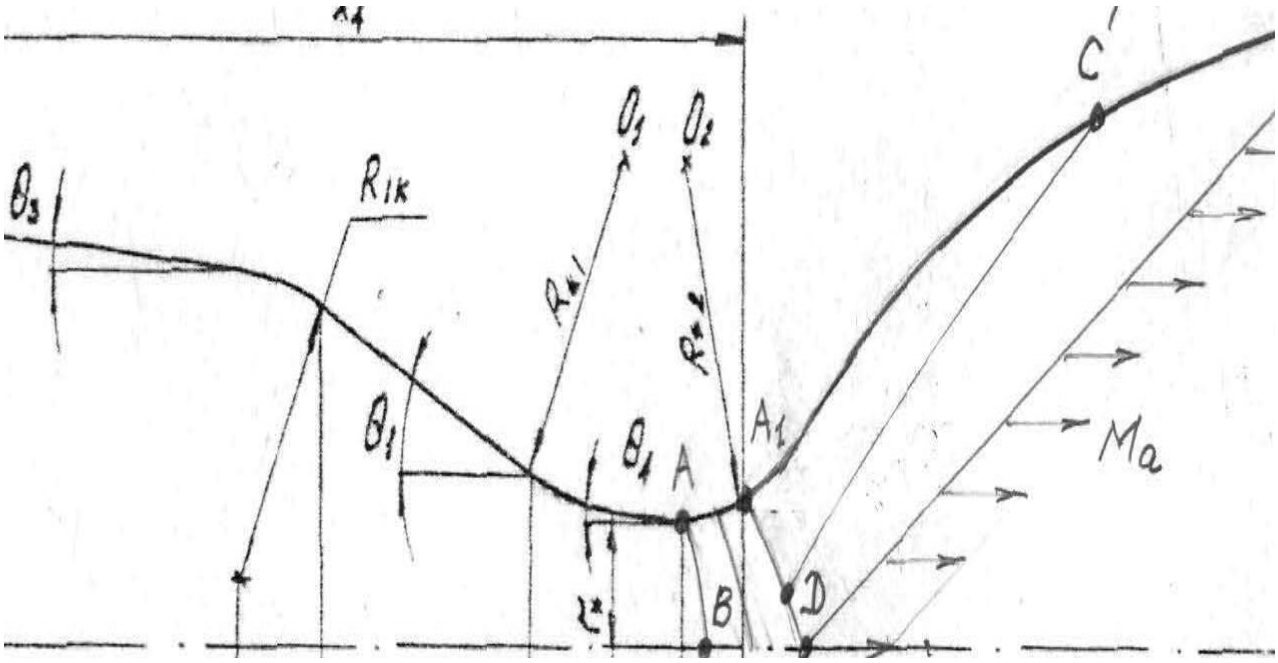
2. формирование на основе геометрической модели камеры ЖРД и термогазодинамической модели течения продуктов сгорания модели процессов сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры;
3. полученная модель сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД используется для формирования гидродинамической модели течения компонента в тракте охлаждения камеры ЖРД;
4. на основе полученной гидродинамической модели течения компонента в тракте охлаждения камеры ЖРД формируются модели теплового и напряженно-деформированного состояния стенок камеры ЖРД;
5. гидродинамическая модель течения компонента в тракте охлаждения камеры ЖРД, а также модели теплового и напряженно-деформированного состояния стенок камеры ЖРД используются для оценки допустимости гидравлических сопротивлений тракта охлаждении и проверки конструкции камеры ЖРД на прочность. На этой основе уточняется геометрическая модель камеры ЖРД;
6. в рамках итерационной процедуры происходит переход к этапу 2, повторное выполнение этапов моделирования 2…5 с использованием уточненной геометрической модели и оценка расхождения результатов моделирования между двумя проведенными итерациями;
7. если расхождение превышает заданную величину, итерации моделирования продолжаются; если расхождение не превышает заданную величину, процесс моделирования заканчивается и последний вариант модели камеры ЖРД принимается в качестве проектного решения.

В следующих разделах учебного пособия дается более детальное изложение основных этапов сопряженного моделирования в процессе проектирования камеры ЖРД.

3 Формирование геометрической модели камеры ЖРД с регенеративным охлаждением

3.1 Формирование геометрической модели теоретического контура камеры ЖРД

Основные геометрические параметры камеры ЖРД показаны на рисунке 3.1.



Показанные на этом рисунке геометрические параметры имеют следующие названия:

r_k - радиус цилиндрической камеры сгорания;

r_* - радиус минимального сечения сопла;

r_a - радиус среза сопла;

R_{1k} - радиус сопряжения стенки камеры сгорания с конической дозвуковой частью сопла ;

R_{1*} - радиус скругления трансзвуковой части сопла со стороны дозвуковой части;

R_{2*} - радиус скругления трансзвуковой части сопла со стороны сверхзвуковой части;

Θ_1 - угол наклона к оси конической дозвуковой части сопла;

Θ_2 - угол наклона к оси конической сверхзвуковой части сопла;

Θ_3 - угол наклона к оси стенки камеры сгорания;

Θ_4 - угол наклона к оси цилиндрической «шейки» сопла в области его минимального сечения ;

x_1 - длина радиусной дозвуковой части сопла в области минимального сечения;

x_2 - длина радиусной сверхзвуковой части сопла в области минимального сечения;

x_3 - длина конической дозвуковой части сопла;

$x_д$ - длина дозвуковой части сопла;

x_4 - сумма длин x_2 и $x_д$;

x_c - длина цилиндрической части камеры сгорания;

$x_{св}$ - длина сверхзвуковой части сопла;

x_5 - полная длина камеры (сумма длин $x_д$ и $x_{св}$);

x_6 - длина радиусной части дозвуковой части сопла, примыкающей к камере сгорания

Рассмотрим физический смысл приведенных геометрических параметров.

Отметим, прежде всего, что выбор геометрических параметров камеры должен обеспечить, с одной стороны, максимальную полноту сгорания и минимальные потери удельного импульса в сопле, а также минимизировать тепловые потоки в стенку камеры. С другой стороны, необходимо обеспечить наилучшие габаритно-массовые размеры камеры.

Так, радиус камеры сгорания r_k и ее длина x_c определяют объем камеры сгорания, а от отношения радиусов r_k / r_* зависит скорость движения рабочего тела в камере сгорания. В совокупности выбор значений геометрических параметров r_k, x_c и r_k / r_* определяет такую важнейшую величину, как время пребывания в камере сгорания, от которой зависит полнота сгорания, а, значит, и топливная экономичность проектируемой камеры ЖРД.

Типичную геометрию сужающейся части и окрестности минимального сечения (см. рисунок 3.1) характеризуют радиусом $r_к$, углом наклона к оси конического участка сопла Θ_1, радиусом $R_{1к}$, сопрягающим конический участок сопла и камеру сгорания, радиусом очертания (скругления) R_{1*} вверх по потоку от минимального сечения. Дугой окружностью радиусом R_{2*} описывают геометрию криволинейного участка $A\,A_1$ в расширяющейся части сопла. При некоторых сочетаниях значений радиусов $R_{1к}$ и R_{1*} конический прямолинейный участок в сужающейся части сопла может отсутствовать. При $R_{1*} > 0$ сопло называют соплом с радиусной сужающейся частью, при $R_{1*} \approx 0$ — соплом с конической сужающейся частью. Радиусная сужающаяся часть является наиболее распространенной формой сужающейся части сопел двигателей.

При выборе геометрических параметров дозвуковой части сопла следует учитывать их влияние на формирование поля течения продуктов сгорания.

Наиболее существенной особенностью поля течения в дозвуковой части сопла является возможность повышения давления *p* на контуре и вблизи него в области сопряжения сопла с камерой сгорания, хотя в среднем поток ускоряется и давление должно уменьшаться [2]. Как показывают расчетные и экспериментальные исследования, максимальные значения *p* существенно зависят от отношения $R_{1k}/r_к$ и весьма слабо от Θ_1, r_k и показателя изоэнтропы *n*. При малых радиусах R_{1k} ($R_{1k} < 0{,}6\ r_к$) и больших углах Θ_1 из-за возникновения положительных градиентов давления у стенки сопла возможен отрыв пограничного слоя, что интенсифицирует теплоотдачу в стенку и может привести к прогару сопла.

Значение угла Θ_1 определяет длину сужающейся части: с увеличением Θ_1 она уменьшается, что благоприятно сказывается на массе камеры. Кроме того, значение Θ_1 влияет на интенсивность теплоотдачи от газа к стенке, на отражение волн сжатия и разрежения при высокочастотных колебаниях.

Параметры течения в трансзвуковой области при $\bar{R}_{1*} = R_{1*}/r_* \geq 0.2$ зависят в основном от R_{1*}, зависимость их от Θ_1 и $\bar{r}_k$ слабая ($\bar{r}_k = r_k/r_*$). Скругление дугой окружности радиуса $R_{1*} < 2\ r_*$ окрестности минимального сечения контура сопла с прямолинейной звуковой линией позволяет сократить длину сужающейся части. Координаты криволинейной звуковой линии на контуре (рисунок 3.1) зависят от $\bar{R}_1$. и от показателя *n;* зависимость их от других факторов Θ_1, $\bar{r}_k$, $\bar{R}_1$. не очень существенна [2]. Для сопел с конической сужающейся частью характерна большая неравномерность параметров в минимальном сечении.

С учетом вышеизложенного в [21] рекомендуется выбирать величину угла Θ_1 в диапзоне от 30^0 до 45^0, а величину безразмерного радиуса $\bar{R}_1$. в диапазоне значений от 0.7 до 1. Там же рекомендуется входной канал сопла очерчивать кривыми с радиусом R_{1k}, который выбирается из условия R_{1k} = (0.1-1.0) r_k.

Перейдем к анализу роли используемых геометрических параметров для расширяющееся части сопла.

В расширяющейся части при обтекании криволинейного участка АА1 (рисунок 3.1) скорость потока увеличивается до некоторого заданного значения, например, в точке О на оси сопла. Форма контура АА1 оказывает некоторое влияние на длину l_0 так называемого разгонного участка (на рисунке 3.1 расстояние по оси х от минимального сечения до точки О). В предельном случае участок $АА_1$ может быть заменен изломом контура сопла (угловой точкой А на рисунке 3.1). Контур сопла, имеющий излом, называют контуром сопла с угловой точкой. Обычно излом контура расположен в минимальном сечении и при обтекании угловой точки скорость потока увеличивается до заданной на кратчайшей длине l_0 по сравнению с любыми другими способами ускорения потока при обтекании криволинейного контура. После достижения потоком заданного значения скорости его параметры при дальнейшем движении определяются так называемым выравнивающим участком контура расширяющейся части $А_1С$ или АС (рисунок 3.1). В случае прямолинейной звуковой линии параметры течения в расширяющейся части могут быть рассчитаны независимо от результатов расчета течения в сужающейся части. При криволинейной звуковой линии расчеты параметров течения в сужающейся и расширяющейся частях сопла должны выполняться совместно.

Обычно контур расширяющейся части сопла специально профилируют. Профилированное сопло — это сопло, расширяющаяся часть которого имеет криволинейный контур, спроектированный для увеличения эффективности сопла. Для профилирования сопла с наилучшими характеристиками применяют вариационные методы; контур сопла, найденный с помощью таких методов, называют экстремальным.

В простейшей постановке вариационной задачи требуется найти образующую расширяющейся части сопла АС (рисунок 3.1) — зависимость $r\ (x)$, которая обеспечивает максимум тяги [2]

$$P = 2\pi\left(\int_A^C r(x)\cdot p\cdot dr - r_c^2\cdot p_H\right).$$

При известных параметрах течения на характеристике $А_1О$ образующая сопла должна начинаться и заканчиваться в заданных точках $А_1$ и С, т. е. удовле-

творять условиям $r(x) < r_c$, $x \leq x_c$. Как видно, на контур расширяющейся части сопла наложены ограничения на максимально допустимую длину и радиус выходного сечения. На геометрию контура могут накладываться и другие ограничения, например, может быть задана форма участка AA_1 в виде дуги окружности радиуса R_{2*}, либо участок AA_1 исключается (сопло с угловой точкой).

В качестве контура профилированного сопла обычно выбирают линию тока, координаты которой становятся известными после расчета параметров поля течения. Контур сопла с равномерной характеристикой — это такой контур, расширяющаяся часть которого обеспечивает параллельный поток в выходном сечении с одинаковым значением скорости в любой точке этого сечения.

На рисунке 3.1 равномерной характеристике соответствует отрезок ОС, соответственно контур A_1C на этом рисунке представляет собой контур сопла с равномерной характеристикой. Параметры контура с равномерной характеристикой определяются двумя величинами: числом M_0 и показателем изоэнтропы расширения n. В настоящее время в результате проведения большой серии численных расчетов получены таблицы контуров сопел с равномерным выходом в широком диапазоне значений M_0 и n. Контуры сопел в этих таблицах для каждой пары значений (M_0, n) приводятся в безразмерном виде $\bar{y}(\bar{x})$, где $\bar{y} = r(x)/r_*$, $\bar{x} = x/r_*$, r и x – координаты контура сверхзвуковой части сопла с равномерной характеристикой. Укороченный контур сопла получают укорочением контура сопла с равномерной характеристикой до заданной (отмеряемой, например, вдоль оси сопла) длины или радиуса.

Из вышеизложенного следует вывод о том, что геометрические параметры контура камеры нельзя выбирать произвольно (например, из так называемых «конструктивных соображений»). Наилучший выбор параметров контура может быть определен лишь в результате проведения детального термогазодинамического расчета; именно поэтому найденный таким образом геометрический контур камеры называется теоретическим.

Известно, что качество компьютерной модели в значительной степени зависит от качества геометрической модели. Выше уже отмечалось, что качество лю-

бой модели определяется ее соответствием трем основным критериям – адекватности, универсальности и экономичности.

Применительно к созданной геометрической модели универсальность означает возможность использования геометрической модели для осесимметричных сопел ЖРД различного назначения и размерности. Требуемая универсальность обеспечивается использованием описанного выше набора геометрических параметров.

Качество геометрической модели теоретического контура камеры ЖРД непосредственно влияет на адекватность термогазодинамического моделирования в части устойчивости и сходимости расчета. Опыт такого моделирования показывает, что требования устойчивости и сходимости предъ вляют повышенные требования к гладкости контура сопла. В разработанной геометрической модели контура камеры ЖРД это требования выполняется за счет использования эффективных методов аппроксимации контура камеры, задаваемого набором координат контура в характерных точках камеры сгорания, дозвуковой и сверхзвуковой части сопла. Кроме этого, в геометрической модели контура предусмотрен контроль за его гладкостью.

Большой набор геометрических параметров теоретического контура камеры ЖРД и высокие требования к качеству его геометрической модели приводят к значительной трудоемкости ее формирования в процессе проведения конкретных расчетов. Существенно снизить трудоемкость данного процесса позволило использование параметризации модели в виде безразмерной формы геометрических параметров, зависящих лишь от радиуса минимального сечения сопла.

3.2. Определение основных геометрических размеров корпуса камеры ЖРД

Геометрические модели корпуса строятся на основе теоретического контура камеры. При паяно-сварной конструкции корпус состоит из нескольких сборочных единиц (секций), которые последовательно соединяются сваркой. Деление корпуса на секции и конструкция их соединений приведена в [4,7].

Материал и толщина внутренней стенки корпуса камеры назначается при расчете регенеративного охлаждения, а материал и толщина рубашки определяется при расчете прочности и жесткости корпуса. В то же время конструктивная разработка необходима для проектирования охлаждающего тракта корпуса. Заключается она в выборе типа и числа связей (оребрении стенки), соединяющих обе оболочки в единое целое и обеспечивающих проточное охлаждение корпуса. В настоящее время применяются в основном продольные и винтовые связи в виде ребер на внутренней стенке или гофрированных проставок между стенками, которые соединяются со стенками пайкой. Таким образом, оребрение стенки выполняет следующие функции:

- обеспечивает прочность стенки, нагруженной перепадом давления Δp и нагретой до высокой температуры;
- обеспечивает равномерное по окружности тракта течение охладителя с заданной скоростью и минимальными гидравлическими потерями;
- улучшает теплоотвод от стенки в охладитель.

Последнее обеспечивается только при правильно спроектированном оребрении, которое характеризуется коэффициентом эффективности оребрения $k_э$ [10].

При выполнении учебных проектов необходимо выбрать параметры оребрения так, чтобы обеспечить прочность стенки, получить $k_э \geq 1$ и минимальные потери давления охладителя в тракте. Основная сложность при этом заключается в изменении геометрии корпуса и параметров рабочих процессов по его длине. Кроме того, по конструктивно-технологическим соображениям корпус состоит из ряда участков с различным конструктивным оформлением. Поэтому расчет ведут для каждого участка с одинаковым типом и числом связей.

В число расчетных сечений должны обязательно войти сечения на срезе сопла, критическое и на цилиндрическом участке корпуса. В сужающейся и расширяющейся части сопла положение расчетных сечений определяется в процессе расчета.

Размеры фрезерованных каналов связаны с радиусом сечения соотношениями (рисунок 3.2):

$$s_p \cdot i = 2\pi \cdot r_x, \qquad \text{где} \quad s_p = b_p + h_p. \qquad (3.1)$$

Здесь: s_p – шаг ребер;

i - число ребер (каналов);

r_x - средний радиус охлаждающего тракта;

b_p - ширина канала;

h_p - тощина ребра.

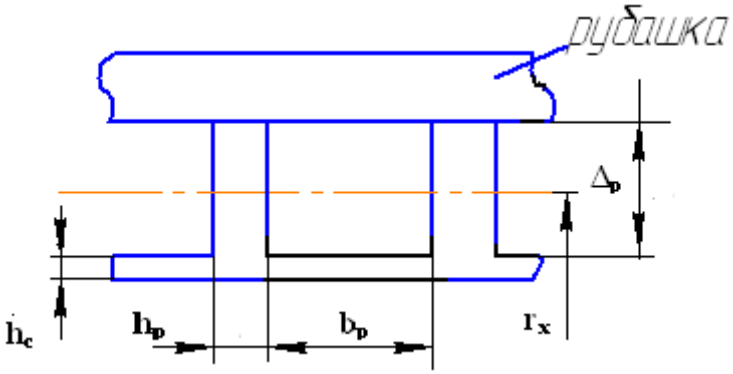


Рисунок 3. 2 - Основные геометрические размеры оребрённого охлаждающего тракта

Толщину h_p и высоту δ_p ребра по длине тракта охлаждения часто оставляют постоянными, а ширина канала b_p при этом меняется при изменении радиуса поперечного сечения сопла.

Величина b_p должна оставаться в определённых пределах

$$b_{p\,мин} \le b_p \le b_{pmax}, \qquad (3.2)$$

где $b_{pмин}$ – минимальная ширина канала из условия допустимых гидравлических потерь;

b_{pmax} – максимальная ширина канала по условию прочности [8].

Участок стенки между связями с рубашкой нагрет до высокой температуры и нагружен перепадом давления $\Delta p = p_x - p_г$, где p_x, $p_г$ –давления охладителя и газа в данном сечении.

В первом приближении расчет ведут в предположении, что материал стенки работает в области упругих деформаций. Тогда наибольшие изгибные напряжения в местах заделки

$$\sigma_{имакс} = \Delta p\, b^2 / 2h^2.$$

Коэффициент запаса прочности стенки

$$n = \sigma_T / \sigma_{имакс},$$

где σ_T – предел текучести материала стенки при её средней температуре.

Из этих соотношений определяется максимально допустимая величина

$$b_{р.мах} = h_c \sqrt{\frac{2\sigma_T}{[n_T]\Delta p}}, \qquad (3.3)$$

где h_c – толщина стенки.

Величина h_c в предварительном расчете может быть принята равной 1мм.

Для того чтобы определить Δр, в проектном расчете приходится задаваться гидравлическими потерями в охлаждающем тракте $\Delta p_{гп}$ [4].

Давление на выходе из охлаждающего тракта складывается из давления в камере $p_к$ и перепада давления на форсунках $\Delta p_ф$

$$p_{х\ вых} = p_к + \Delta p_ф.$$

Тогда давление на входе в охлаждающий тракт

$$p_{х\ вх} = p_{х\ вых} + \Delta p_{гп}.$$

В предварительном расчете можно принять, что изменение давления охладителя $p_х$ в тракте следует линейному закону и в любом сечении это давление можно найти из выражения

$$p_{хi} = \Delta p_{гп} \frac{l_i}{l_{ГТ}} + p_{х\ вых}, \qquad (3.4)$$

где l_j – расстояние от входного коллектора до расчетного сечения;

$l_{ГТ}$ – длина охлаждающего тракта.

Рассмотрим последовательность расчета напряжений $b_{рмах}$ в характерных сечениях камеры

Прежде всего, используя выражение (3.3), необходимо определить $b_{рмах}$ в характерных сечениях: на входе в камеру сгорания, во входном и выходном сечении сопла. Давление продуктов сгорания в этих сечениях должно быть известно из термогазодинамического расчета. Давление охладителя определяется по формуле (3. 4). В предварительном расчете величина $\sigma_т$ может быть принята равной его значению при максимально допустимой температуре. Рекомендуемый коэффициент запаса $[n_т] = 1{,}5$.

Далее рассмотрим особенности, связанные с оребрением критической и цилиндрической части стенки, а также расширяющейся части сопла.

Оребрение критической части стенки

При расчете предполагается, что скорость течения охладителя, а, следовательно, и зазор щелевого тракта охлаждения $\delta_{щ}$, известны. Предполагается также, что связи между оболочками выполнены в виде продольных ребер.

В дальнейшем при необходимости от этой конструкции легко перейти к спиральным ребрам или к гофрированной проставке.

Расчет параметров оребрения (i, $b_р$, $s_р$) целесообразно начинать с критического сечения, в котором число и шаг ребер минимальны.

В предварительном расчете можно рекомендовать принимать шаг ребер $b_{ркр} \approx 0{,}5\, b_{р\ max\ кр}$, при условии, что $1мм \le b_{ркр} \le 3мм$.

Назначив толщину ребра $h_р$, определяем предварительный шаг ребер в критике

$$s_{р\ пред} = b_{ркр} + h_р.$$

Средний радиус охлаждающего тракта в этом сечении равен

$$r_{хкр} = r_{кр} + h_с + 0{,}5\, \delta_{щ},$$

где $h_с$ – толщина стенки корпуса.

Тогда предварительное число ребер в критике

$$i_{кр\ пред} = 2\pi (r_{кр} + h_с + 0{,}5\, \delta_{щ}) / s_{р\ пред}.$$

Округляя полученный результат до целой величины (желательно в большую сторону до величины согласованной с технологами), обратным пересчётом находим окончательные параметры оребрения в критике $i_{кр}$, $b_{кр}$ и $s_{кр.}$

Чтобы сохранить скорость течения охладителя, полученную при щелевом тракте, зазор между стенками после оребрения надо увеличить. Его величина станет равной

$$\delta_р = t \times s_р / b_{р.}$$

Оребрение цилиндрического участка стенки

Число ребер, принятое в критическом сечении, обычно удаётся сохранить и на цилиндрическом участке стенки. Шаг ребер на этом участке определяется из пропорции (для сечения *с*)

$$s_{pC} / s_{pкр} = r_{xC} / r_{кр}.$$

Число ребер остается постоянным, если выполняется условие

$$b_{pC} = s_{pC} - h_p < b_{pC\,мах}.$$

При невыполнении этого условия число ребер на цилиндрическом участке обычно удваивают, начиная со среднего радиуса сужающейся части сопла

$$r_{ср} = (r_{pC} + r_{кр}) /2.$$

Оребрение расширяющейся части сопла

По направлению от критического сечения к срезу сопла при постоянном числе ребер расстояние между ними b_p будет непрерывно увеличиваться. В тех сечениях, где b_p достигнет значения $b_{pмах}$, число ребер необходимо увеличивать. Поэтому возникает необходимость всё время проверять местную прочность стенки по формуле (3.3) и находить места увеличения числа связей.

Из технологических соображений число ребер желательно увеличивать в каждом случае в 2 раза [7]. При этом отдельные канавки можно фрезеровать во всю длину секции. В расчетных сечениях между длинными ребрами появляются дополнительные.

На участке, прилегающем к срезу сопла, оребрение стенки целесообразно проводить, исходя из максимально допустимого шага ребер в этом сечении (*а).*

$$s_{ра\,пред} = b_{pмах\,а} + h_p.$$

Предварительное число ребер равно

$$i_{а\,пред} = 2 \pi r_а / s_{ра\,пред.}$$

Округляя это число в большую сторону до целой величины, получим необходимые $i_а$, $s_{ра}$ и $b_{ра.}$ на срезе сопла. Другой конец этого участка находится на меньшем радиусе, его положение определится минимальными размерами каналов

для прохождения охладителя. Ширина канала в этом сечении определится из пропорции

$$r_2 / r_a = s_{p2\ пр} / s_{pa,}$$

$$b_{p2\ пр} = s_{p2\ пр} - h_p.$$

В учебных проектах должно выполняться условие: $b_{p2пр} \geq 1{,}5$мм.

Необходимо отметить, что рассматриваемый участок отличается значительной протяженностью, так как находится на пологой части сопла, и поэтому часто выполняется на стальной стенке и имеет связи через гофрированную проставку.

3.3 Формирование геометрической 3D-модели камеры ЖРД с регенеративным охлаждением

На основе геометрической модели теоретического контура камеры и выбора основных геометрических размеров рубашки охлаждения создается геометрическая 3D-модель камеры ЖРД с регенеративным охлаждением.

В этом разделе рассматривается методика создания этой модели на примере камеры ЖРД НК-33. Для создания 3D-модели могут быть использованы программы 2D и 3D-моделирования. Ниже приводится последовательность моделирования камеры ЖРД НК-33 с использованием программ «Solid Edge v15.0», «SolidWorks 2006 Professional» и «КОМПАС v7 Plus».

На рисунке 3.3 приведен исходный чертёж камеры ЖРД НК-33, на основе которой строится его 3D-модель.

В программе «КОМПАС v7 Plus» были созданы двумерные чертежи камеры НК-33 с разрезами всех конструктивных элементов. Размеры деталей на чертежах были использованы для построения объемной модели.

Для построения 3D-модели была использована программа «Solid Edge v 15.0». Выбор данной программы обусловлен следующими причинами:

1. «SolidEdge» использует стандарт *Parasolid*, который легко конвертируется практически в любую программную среду. При этом достигается точная передача всех элементов;

2.программа проста в использовании, имеет удобный интерфейс и высокую графическую прорисовку моделей;

3. SolidEdge» полностью русифицирована, не конфликтует с другими инженерными пакетами.

Модель создавалась по чертежам реально существующего ЖРД, имеющимся в базе данных по двигателям на кафедре КиПДЛА СГАУ.

Получение фотореалистичных 3D- изображений камеры было достигнуто следующим путем.

1.На двумерном чертеже выделяется деталь, которую необходимо выполнить в объеме.

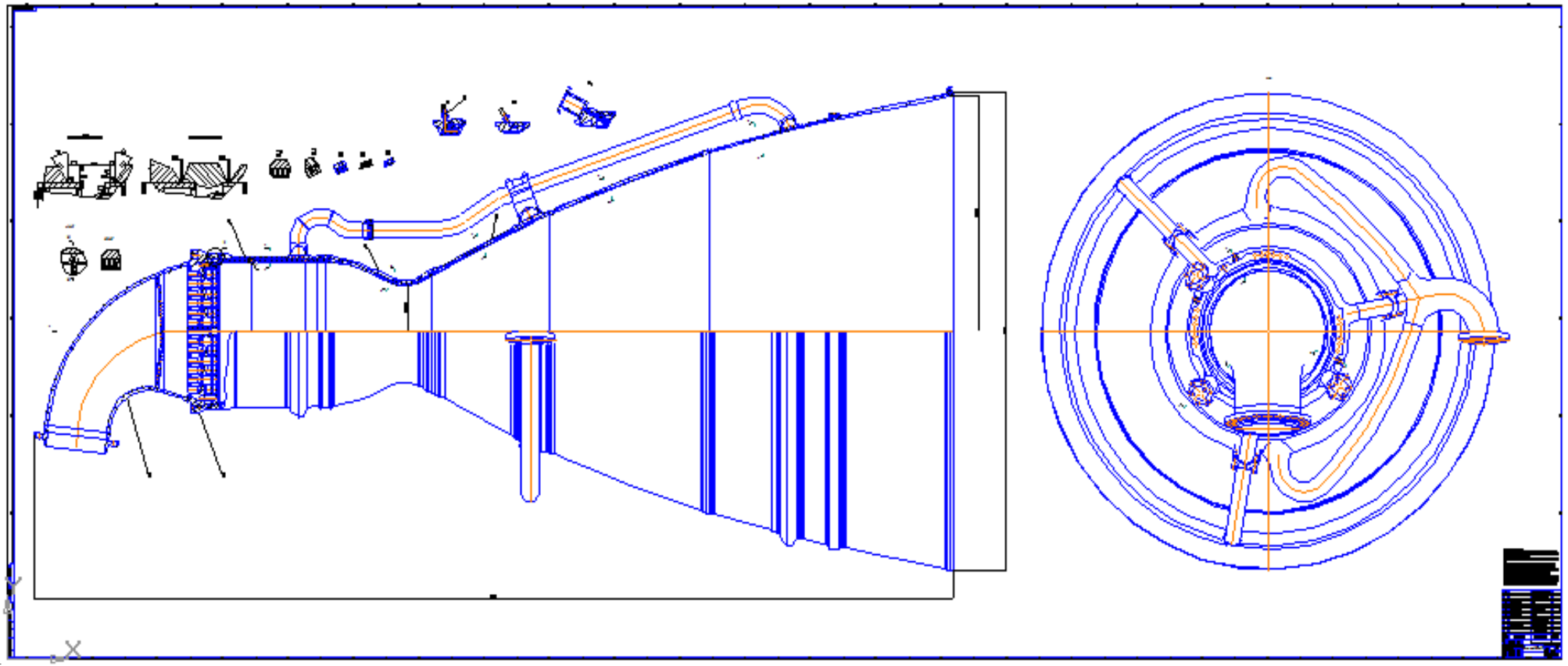
2.Данная деталь в двумерном изображении выполняется на отдельном формате в виде замкнутых контуров.

3. Полученное изображение сохраняется в формате *.dxf (формат позволяет открыть чертеж в программе объемного моделирования и использовать его в качестве эскиза).

4. Файл открывается в программе объемного моделирования «SolidEdge».

5. В программе открывается файл для создания новой объемной детали и полученное ранее изображение помещается в качестве эскиза.

6. По данному эскизу выполняется объемная модель детали со всеми конструктивными элементами.



Ри сунок 3.3- Исходный двухмерный чертеж камеры ЖРД НК-33

7. После того как созданы все детали в отдельности, они поэтапно помещаются в файл сборки. Взаимное расположение определяется связями, наложенными на детали.
8. После выполнения сборки на готовой модели выполняются необходимые разрезы.
9. Для получения фотореалистичного изображения файл сборки записывается в формате Parasolid.
10. Полученный файл открывается программой «SolidWorks 2006 Professional».

На рисунке 3.4 показана в тонких линиях промежуточная стадия построения объёмной модели камеры ЖРД НК-33, а на рисунке 3.5 приведен фотореалистичный внешний вид этой 3D -модели камеры.

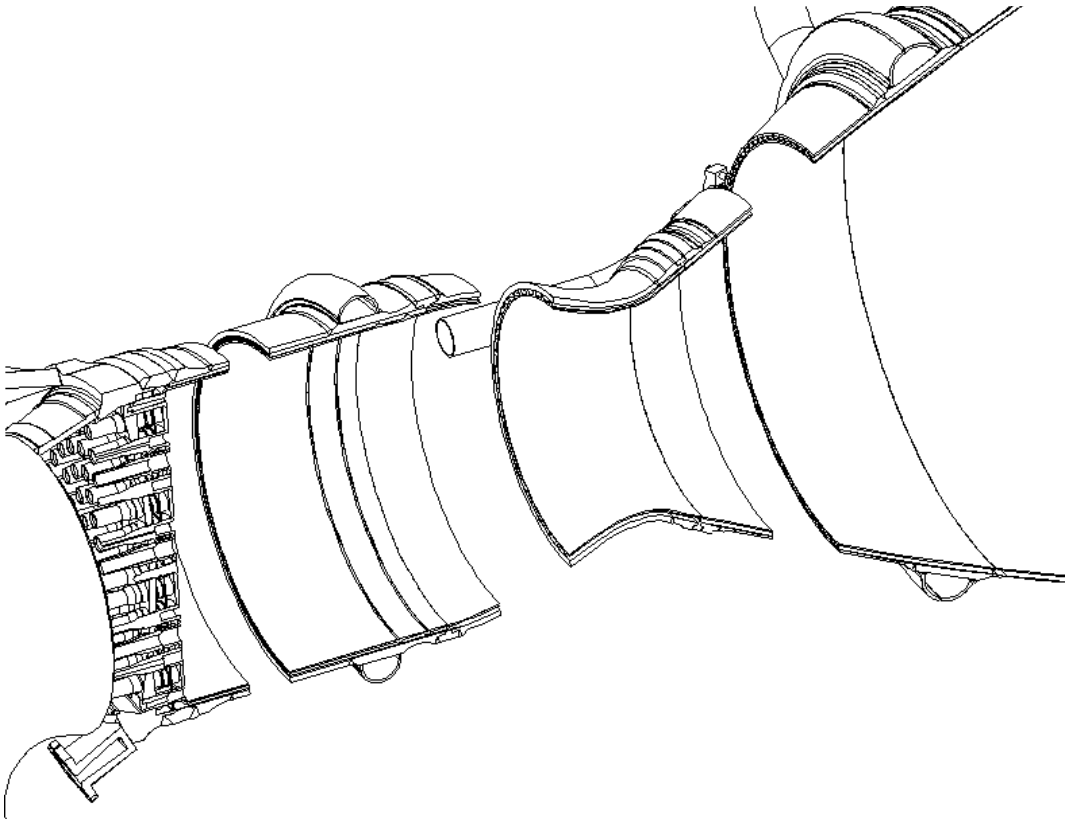


Рисунок 3.4- Объёмная модель корпуса с разрезами

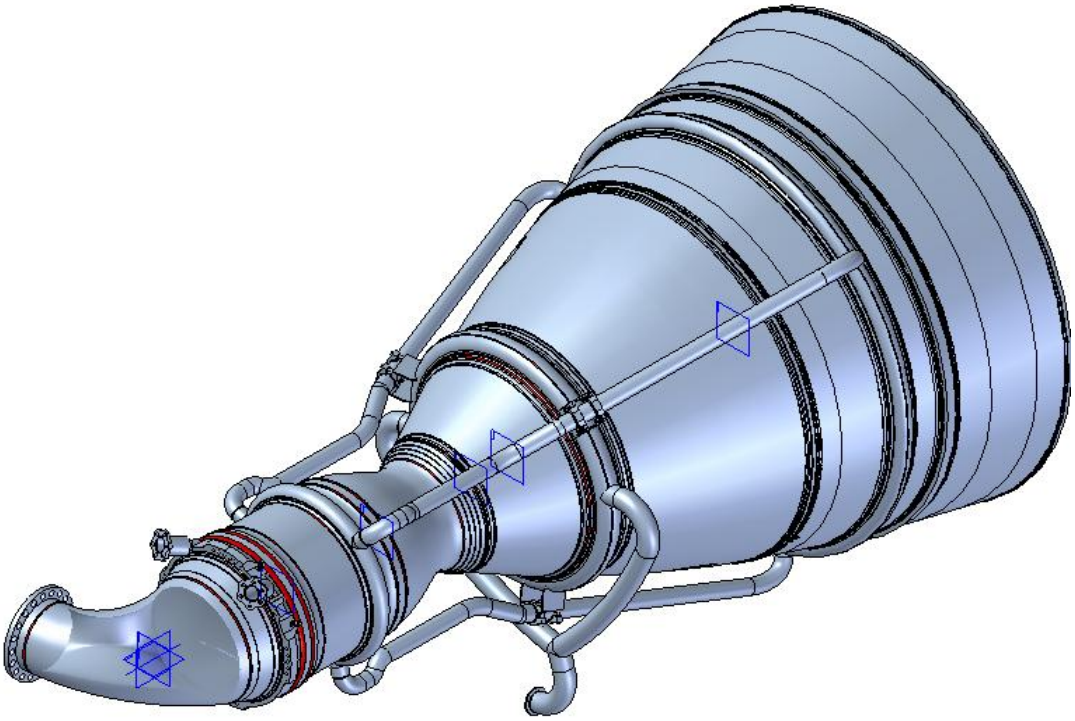


Рисунок 3.5- Фотореалистичный вид объёмной модели камеры ЖРД НК-33

4 CFD-моделирование сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД

4.1Физико-математическая постановка задачи

Основное назначение математической модели сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД – моделирование теплового состояния конструкции камеры ЖРД путем описания поля температур стенки камеры сгорания и сопла.

Основной его особенностью является существенная нестационарность процессов с точки зрения теплового состояния ЖРД.

В момент запуска температура элементов конструкции близка к температуре окружающей среды, которая зависит от того: на какой ступени ракетоносителя используется данный двигатель. РД.

С момента запуска начинается сложный сопряженный рабочий процесс, в результате которого температура элементов конструкции повышается и, достигнув максимального уровня, остается далее неизменной до момента останова двигателя – тогда мы говорим, что ЖРД вышел на стационарный тепловой режим.

Время от запуска ЖРД до выхода на стационарный тепловой режим может составлять в среднем от 10% до 80% от времени его работы. Таким образом нестационарность процессов теплообмена в ЖРД является существенным условием его работы.

Анализ рабочих процессов позволяет сформулировать следующие допущения математической модели сопряженного теплообмена продуктов сгорания с «горячей» стенкой камеры ЖРД:

- рабочие процессы носят нестационарный характер;
- предполагается отсутствие окружной неравномерности температуры продуктов сгорания, то есть используется двумерная осесимметричная постановка задачи теплового состояния стенки;

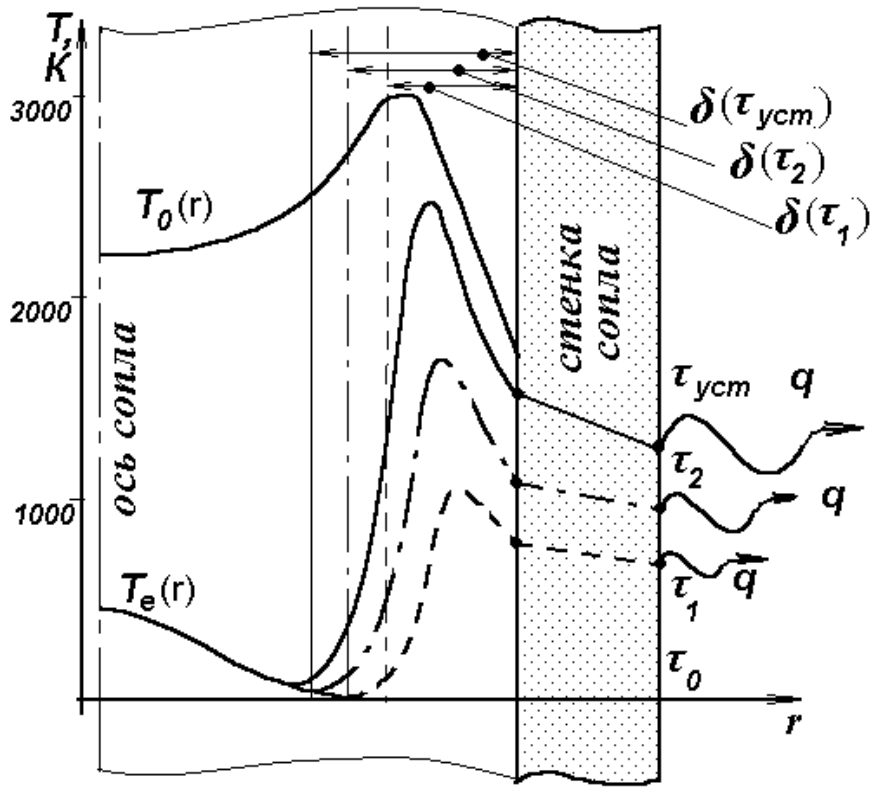
- на внутренней поверхности стенки источниками тепловых потоков являются конвективный и радиационный теплообмен с продуктами сгорания (рисунок 4.1);
- поскольку задача осесимметричная, то можно не учитывать процессы взаимооблучения стенок между собой;
- на внешней поверхности горячей стенки камеры ЖРД имеет место конвективный теплообмен с охлаждающим компонентом;

Формирование поля температур в стенке ЖРД происходит под влиянием передачи тепла от продуктов сгорания к внутренней поверхности стенки путем конвективного и радиационного теплообмена, а также перераспределения подведенного теплового потока по объему стенки за счет механизма теплопроводности. На внешней стороне «горячей» стенки происходит конвективный теплообмен с потоком охлаждающей жидкости. Далее тепло через охлаждающую жидкость передается «холодной» стенке и затем в зависимости от условий на ее внешней стороне тепловой поток может излучаться во внешнюю среду либо распределяться по объему стенки при наличии внешнего экрана.

При этом с точки зрения проектирования системы охлаждения наиболее важное значение имеет моделирование процесса на «горячей» стенке и определение теплового потока, который необходимо с нее снять с помощью охлаждающей жидкости.

Величина конвективного теплового потока от продуктов сгорания к стенке определяется полями температуры и плотности продуктов сгорания в пограничном слое, на которые, в свою очередь, влияет конвективный теплообмен [9,11]. Определение поля температур в этих условиях возможно лишь в рамках решения сопряженной задачи теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД.

На рисунке 4.1 показан фрагмент поля температур на «горячей» стенке сверхзвуковой части сопла.



δ - толщина пограничного слоя; $T_0(r)$ - профиль температуры торможения продуктов сгорания; $T_e(r)$ - профиль статической температуры продуктов сгорания; $\tau_0, \tau_1 \ldots \tau_{уст}$ - моменты времени от включения ЖРД до выхода на установившийся тепловой режим; q – тепловой поток от внешней поверхности «горячей» стенки ЖРД к потоку охлаждающей жидкости

Рисунок 4.1- Схема распределения температур в невязком ядре, пограничном слое и стенке сопла при сопряженном тепообмене продуктов сгорания с «горячей»стенкой камеры ЖРД

В соответствии с вышеизложенным основу математической модели сопряженного теплообмена в ЖРД составляет уравнение Фурье для нестационарной теплопроводности [9,11]. Поскольку задача осесимметричная, то целесообразно использовать цилиндрические координаты

$$\frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T}{\partial r} = \frac{1}{a} \cdot \frac{\partial T}{\partial t} \qquad (4.1)$$

с граничными условиями:

- на внутренней границе – конвективный и радиационный теплообмен с продуктами сгорания

$$-\lambda \cdot \left(\frac{\partial T}{\partial \overline{n}}\right)_w = \alpha_k \cdot \left(T_e^* - T_w\right) + q_{рад}; \qquad (4.2)$$

$q_{рад}$ определяется по методике, разработанной для ЖРД, в соответствии с законом Стефана-Больцмана [5]

$$q_{рад} = \sigma \cdot \varepsilon_o \, \varepsilon_г \cdot T^4 - \sigma \cdot \varepsilon_o \cdot A_г \cdot T_{ст}^{\,4}, \qquad (4.3)$$

где σ - коэффициент излучения абсолютно черного тела, ε_o, $\varepsilon_г$ – степень черноты поверхности стенки и газа соответственно; T, $T_{ст}$ – температура газа и стенки соответственно; $A_г$ – поглощательная способность газа при температуре $T_{ст}$; для определения параметров ε_o, $\varepsilon_г$, $A_г$ используются эмпирические зависимости, приведенные в [5].

Удельный конвективный тепловой поток от продуктов сгорания к стенке ЖРД в общем случае определяется зависимостью:

$$q_w(x) = \alpha(x) \cdot \left(T_e^*(x) - T_w(x)\right); \qquad (4.4)$$

- на внешней границе «горячей» стенки (со стороны охлаждающей жидкости) конвективный теплообмен:

$$q_\Sigma = \alpha_{ж}(T_{w.хол} - T_{ж}) \qquad (4.5)$$

где $T_{ж}$- эффективная температура, равная температуре охлаждающей жидкости на стационарном тепловом режиме и определяемая исходя из условий работоспособности системы охлаждения (раздел 2.2).

В формулах (4.1) - (4.5) x – продольная координата; χ - местный показатель изоэнтропы расширения; индекс w означает параметры на стенке, а индекс e – означает параметры на границе пограничного слоя с невязким ядром.

Конвективный теплообмен продуктов сгорания со стенкой при высоких скоростях течения сжимаемого газа с продольным градиентом давления весьма сложен, при этом вся сложность использования формулы (4.4) заключена в определении коэффициента теплоотдачи $\alpha(x)$.

Величина $\alpha(x)$ определяется всей совокупностью рабочих процессов в камере ЖРД. А также особенностями течения в пограничном слое. В частности от характера течения – ламинарного либо турбулентного.

Для течения в камерах сгорания и сопла ЖРД больших тяг характерно турбулентное течение в пограничном слое. Поэтому для определения величины коэффициента $\alpha(x)$ необходимо моделирование рабочих процессов течения вы турбулентном пограничном слое.

Для упрощения задачи используем метод, основанный на интегрировании системы дифференциальных уравнений пограничного слоя по поперечной координате. Интегрируя дифференциальные уравнения Рейнольдса по поперечной координате R с учетом граничных условий, получим следующие уравнения сохранения импульсов и энергии [23]

$$\left.\begin{aligned} u_e \cdot \frac{d}{dx}\left(\rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta^{**}\right) + \rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta^{**} \cdot \left(1 + H^*\right) \cdot \frac{du_e}{dx} = R \cdot \tau_{\text{ст}} \\ \frac{d}{dx}\left(\Delta i_{0e} \cdot \rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta_T^{**}\right) = R \cdot q_{cm} \end{aligned}\right\}, \qquad (4.6)$$

где индекс e означает параметры на внешней границе пограничного слоя; x – характерные значения параметров в пограничном слое; $H^* = \delta^* / \delta^{**}$ – формпараметр; δ^* – толщина вытеснения; δ^{**} – толщина потери импульса; $\delta_T{}^{**}$ – толщина потери энергии.

Система уравнений (4.6) решается значительно проще, чем система дифференциальных уравнений пограничного слоя, однако является незамкнутой. Для ее замыкания необходимо из каких-либо соображений задать закон распределения параметров трения и теплообмена вдоль стенки.

Для решения полученной системы применительно к ЖРД существуют различные методы, объединяет которые использование дополнительной информации и ее обобщение для определения τ_{cm} и q_{cm} в виде эмпирических (метод Кутателадзе-Леонтьева) либо аппроксимирующих численные результаты (метод В.М.Иевлева) зависимостей. Применительно к рассматриваемой задаче будем использовать метод В.М.Иевлева, учитывающий ее специфику и доработанный под

условия протекания газодинамических процессов, характерных для ЖРД. В [6] предложен следующий метод решения интегральных уравнений турбулентного пограничного слоя (4.6).

Уравнения несколько видоизменяются путем введения новых переменных – z и z_T

$$z = \frac{\mathrm{Re}^{**}}{\chi}, \quad z_T = \frac{\mathrm{Re}_T^{**}}{\chi_T}, \tag{4.7}$$

где Re^{**} и Re_T^{**} – характерные числа Рейнольдса, определенные по толщинам пограничного слоя

$$\mathrm{Re}^{**} = \frac{\rho_x \cdot \tilde{u} \cdot \delta^{**}}{\eta_x}, \quad \mathrm{Re}_T^{**} = \frac{\rho_x \cdot \tilde{u} \cdot \delta_T^{**}}{\eta_x}, \tag{4.8}$$

а χ и χ_T - безразмерные коэффициенты, пропорциональные соответственно коэффициенту трения и критерию Стантона:

$$\chi = \frac{\tau_{\text{ст}}}{\rho_x \cdot u_e^2}, \quad \chi_T = \frac{q_{cm}}{\rho_x \cdot u_e \cdot \Delta i_0}, \tag{4.9}$$

где индекс *x* соответствует характерным параметрам рабочего тела в пограничном слое.

Интегральные уравнения турбулентного пограничного слоя в новых переменных выглядят следующим образом

$$\left.\begin{aligned} \frac{dz}{d\,\mathrm{Re}_x} + \frac{z}{\chi} \cdot \frac{d\chi}{d\,\mathrm{Re}_x} &= 1 - \left(1 + H^*\right) \cdot \frac{z}{u_e} \cdot \frac{du_e}{d\,\mathrm{Re}_x} - z \cdot \frac{d \ln R}{d\,\mathrm{Re}_x} \\ \frac{dz_T}{d\,\mathrm{Re}_x} + \frac{z_T}{\chi_T} \cdot \frac{d\chi_T}{d\,\mathrm{Re}_x} &= 1 - \frac{z_T}{\Delta i_e} \cdot \frac{d\Delta i_e}{d\,\mathrm{Re}_x} - z_T \cdot \frac{d \ln R}{d\,\mathrm{Re}_x} \end{aligned}\right\}, \tag{4.10}$$

где $d\,\mathrm{Re}_x = \rho_x \cdot u_e \cdot dx/\eta_x$; $\Delta i_e = i_e + \psi \cdot u_e^{\,2}/2 - i_{\text{ст}}$ - «эффективный» перепад энтальпии; ψ - коэффициент восстановления энтальпии.

Приведенная система является незамкнутой. Чтобы иметь возможность численного решения этой системы, необходимо знать зависимость параметров χ, χ_T, ψ и H^* от z, z_T. Зависимости параметров χ, χ_T, ψ и H^* от z, z_T и числа Прандтля *Pr* выводятся путем аппроксимации численных решений диффе-

ренциальных уравнений турбулентного пограничного слоя или экспериментальных данных. В [6] приводятся аппроксимационные зависимости, полученные автором для течения несжимаемой жидкости, которые хорошо согласуются с имеющимся экспериментом [23]. Все известные данные для течения несжимаемой жидкости (с постоянными свойствами) при

$$z,\, z_T = 10^5 \ldots 10^9; \quad \mathrm{Pr} = 0{,}7 \ldots 2000; \quad \left| \frac{\delta^{**} \cdot d\tilde{u}}{\tilde{u} dx} \right| \le 10^{-3}$$

удовлетворительно аппроксимируются следующими формулами

$$\begin{aligned}
&\chi = 0{,}0327 \cdot z^{-0{,}224} + 3{,}966 \cdot 10^{-4};\\
&H = \left(1 - 5 \cdot \sqrt{\chi}\right)^{-1};\\
&\psi = 0{,}9 + 30{,}2 \cdot \chi \cdot \left(\mathrm{Pr} - 0{,}9\right) \cdot \mathrm{Pr}^{-0{,}15};\\
&H^* = H - H_\rho;\\
&H_\rho = \frac{\alpha_{pe}}{c_{pe}} \cdot \left[\Delta i_e \cdot H_m \cdot \frac{\chi_T}{\chi} \cdot \frac{z_T}{z} - \left(1 + H\right) \cdot \frac{u_e^{\,2}}{2} \right];\\
&H_m = H \cdot \left(z / z_T\right)^{0{,}43 \cdot z^{-0{,}01}};
\end{aligned} \tag{4.11}$$

$$\chi_T = \frac{\left(z / z_T\right)^{0{,}089 \cdot \mathrm{Pr}^{-0{,}56}}}{\left[307{,}8 + 54{,}8 \cdot \left(\lg \frac{\mathrm{Pr}}{19{,}5} \right)^2 \right] \cdot \mathrm{Pr}^{0{,}45} \cdot z^{-0{,}08} - 650}.$$

Вместе с зависимостями (4.11) уравнения (4.10) составляют замкнутую систему уравнений, которая может быть численно проинтегрирована. В результате определяются как интегральные параметры турбулентного пограничного слоя ($\delta^{**}(x)$ и $\delta_T^{**}(x)$), так и коэффициент теплоотдачи по длине камеры сгорания и сопла ЖРД.

В свою очередь, рабочие процессы в пограничном слое определяются газодинамическими процессами в невязком ядре потока, процессами, формирующими химический состав продуктов сгорания, их термодинамические и теплофизические свойства. Поэтому для описания процесса передачи тепла от продуктов сгорания и прогрева стенки ЖРД помимо уже приведенных ранее моделей необходимо также использовать следующие:

- термодинамическую модель высокотемпературного многокомпонентного рабочего тела (продуктов сгорания), которая обеспечивает расчет химического состава продуктов сгорания и всех необходимых термодинамических свойств;
- газодинамическую модель течения продуктов сгорания, которая должна обеспечить учет влияния двумерного характера течения в сверхзвуковой части профилированного сопла;

Таким образом, решение задачи сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД связано с необходимостью моделирования целого ряда весьма сложных взаимосвязанных термогазодинамических процессов, а также процессов радиационного и конвективного процессов теплообмена продуктов сгорания и охладителя со стенкой камеры ЖРД.

4.2 Физико-математическая модель термодинамических свойств продуктов сгорания ЖРД

Система уравнений химического равновесия продуктов сгорания при заданных p,T = *const* для диссоциированной смеси состоит из уравнений сохранения вещества, уравнений равновесной диссоциации молекулярных компонент на атомы и уравнение закона Дальтона [2].

Если топливо задано условной химической формулой вида $A_{a_{1T}}^{(1)} \cdots A_{a_{mT}}^{(m)}$, в продуктах сгорания могут присутствовать m атомарных и l молекулярных компонентов. При этом условная химическая формула j-ой молекулярной компоненты смеси записывается в виде $A_{a_{1j}}^{(1)} \cdots A_{a_{mj}}^{(m)}$ ($j=1 \ldots l$), где a_{ij} – число i-го химического элемента в j-ой молекулярной компоненте.

Уравнения сохранения вещества в логарифмической форме имеют вид:

$$\ln\left(\sum_{j=1}^{j=l} a_{ij} \cdot n_j + n_i\right) - \ln M_T - \ln b_{iT} = 0, (\mathrm{i} = 1 \ldots \mathrm{m}) \qquad (4.12)$$

Величина M_T в уравнении (4.12) – число киломолей топлива, которое определяется условием равенства численных значений суммарного количества молей N продуктов сгорания и суммарного давления

$$N = \sum_{q=1}^{q=l+m} n_q = \sum_{q=1}^{q=l+m} p_q = p$$

Так как для идеальных газов справедливо соотношение

$$x_q = \frac{p_q}{p} = \frac{n_q}{N} \quad (q=1,..l+m) ,$$

то введение числа M_T обуславливает равенство: $n_q = p_q$ (q= 1,….$l+m$)

Уравнения равновесной диссоциации молекулярных компонент на атомы имеют вид:

$$\ln p_j - \sum_{i=1}^{m} a_{ij} \cdot \ln p_i + \ln K_j(T) = 0 , (j=1 \ldots l), \qquad (4.13)$$

где p_i, p_j - парциальные давления соответственно атомарных и молекулярных компонентов продуктов сгорания, а величина

$$\ln K_j(T) = \frac{\sum_{i=1}^{m} a_{ij} \cdot S_i^0 - S_j^0}{R_0} - \frac{\sum_{i=1}^{m} a_{ij} \cdot I_i^0 - I_j^0}{R_0 \cdot T} , (j=1 \ldots l) \qquad (4.14)$$

есть логарифм константы равновесия по парциальным давлениям для реакции диссоциации j –ой молекулярной компоненты на атомы.

S_i^0, S_j^0 и I_i^0, I_j^0 в (4.14) – стандартные энтропии и полные энтальпии соответственно для атомарных и молекулярных компонент продуктов сгорания.

Уравнение Дальтона в логарифмической форме имеет вид

$$\ln \sum_{q=1}^{l+m} p_q - \ln p = 0. \qquad (4.15)$$

Система уравнений (4.12),(4.13),(4.15) замкнута, так как для определения $l+m+1$ неизвестной имеет столько же уравнений.

В результате решения этой системы можно определить равновесный состав продуктов сгорания для известных p и T, после чего можно вычислить молекулярный вес продуктов сгорания по формуле:

$$\mu_{\text{п.с.}} = \frac{M_T \cdot \mu_T}{p} ,$$

а также мольные доли газообразных компонентов, входящих в продукты сгорания

$$x = \frac{n_q}{N} = \frac{p_q}{p},\ (q=1 \ldots m+1).$$

Знание равновесного химического состава продуктов сгорания при температуре T и давлении p позволяет определить термодинамические функции продуктов сгорания следующим образом [2,19].

Полная массовая энтальпия продуктов сгорания определяется из соотношения (если $I_q^0(T)$) – в кДж/кмоль)

$$i(T) = \frac{\sum_{q=1}^{m+l} n_q \cdot I_q^0(T)}{\mu_T \cdot M_T} \left[\frac{\text{кДж}}{\text{кг}}\right]$$

Энтропия продуктов сгорания при температуре T равна:

$$S(p,T) = \frac{\sum_{q=1}^{m+l} n_q \cdot (S_q^0(T) - R_0 \cdot \ln n_q)}{\mu_T \cdot M_T} \left[\frac{\text{кДж}}{кг \cdot град}\right].$$

Исходная информация о термодинамических функциях индивидуальных веществ $S_q^0(T)$, $I_q^0(T)$, а также теплоемкостях $C_{pq}^0(T)$ представлена в табличной форме в фундаментальном справочнике [19]. Проблема аналитического представления с требуемой точностью табличных значений термодинамических функций $S_q^0(T)$, $I_q^0(T)$, $C_{pq}^0(T)$ для индивидуальных веществ в широком диапазоне температур (от 300 К до 4500 К) является весьма сложной, детальное ее обсуждение можно найти, например, в [19]. В данной работе используется подход, предложенный в [19] и состоящий в следующем. В качестве базового используется полином седьмого порядка для энтальпии

$$I_q^0(T) = A_1 + \sum_{i=1}^{7} A_i \cdot x^i, \text{ где } x=10^{-3} \cdot T\ K \qquad (4.16)$$

Энтропия индивидуальных веществ $S_q^0(T)$ и теплоемкость $C_{pq}^0(T)$ аппроксимируются полиномами

$$S_q^0(T) = A_S + A_1 \cdot \ln x + \sum_{i=2}^{7} \frac{i}{i-1} \cdot A_i \cdot x^{(i-1)}, \qquad (4.17)$$

$$C_{pq}^0(T) = 10^{-3} \cdot \sum_{i-1}^{7} i \cdot A_i \cdot x^{(i-1)}. \qquad (4.18)$$

Коэффициенты A_i (i=1…7) в полиномах (4.16), (4.17), (4.18) одинаковы. Численные значения этих коэффициентов, а также коэффициентов A_I и A_S для большого количества индивидуальных веществ (свыше трехсот) можно найти в приложении 1 [19]. Поскольку в справочнике [19] энтальпия имеет размерность [кал/моль],а энтропия и теплоемкость - размерность [кал/моль·град], для перевода этих размерностей в размерности [кДж/ кмоль] и [Кдж/кмоль·град] значения, полученные с помощью полиномов 4.16), (4.17), (4.18), необходимо умножить на коэффициент 4.184.

Для расчета таких термодинамических функций продуктов сгорания, как теплоемкости c_p и c_v, а также скорость звука необходимы знания частных производных от параметров p_q (q = 1…m+l) и M_T по p и T, которые характеризуют продукты сгорания как диссоциированную смесь атомарных и молекулярных индивидуальных веществ в состоянии химического равновесия. Система из (m+l+1) уравнений для нахождения частных производных $\frac{\partial \ln p_q}{\partial \ln T}$, ($q$ = 1…m+l) и $\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T}$ получается путем дифференцирования уравнений (4.15)…(4.18) по ln$T$. Аналогичным путем получается система уравнений $\frac{\partial \ln p_q}{\partial \ln p}$, ($q$ = 1…m+l) и $\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln p}$ (дифференцированием уравнений (4.12), (4.13), (4.14) по ln p).

Для определения теплоемкости продуктов при постоянном давлении сгорания используется зависимость

$$c_p(p,T) = \frac{\sum_{q=1}^{m+l} n_q \cdot C_{pq}(T)}{\mu_T \cdot M_T} + \frac{1}{\mu_T \cdot M_T \cdot T} \sum_{q=1}^{m+l} n_q \cdot \left(\frac{\partial \ln q}{\partial \ln T}\right)_p \cdot I_q^0(T) - \frac{1}{T} \cdot \left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T}\right)_p . \quad (4.19)$$

Если состав продуктов сгорания не изменяется (является «замороженным»), производные $\left(\frac{\partial \ln p_q}{\partial \ln T}\right)_p$ и $\left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T}\right)_p$ обращаются в нуль и из (4.19) получаем формулу для «замороженной » теплоемкости:

$$c_{pf}(p,T) = \frac{\sum_{q=1}^{m+l} n_q \cdot C_{pq}(T)}{\mu_T \cdot M_T} . \quad (4.20)$$

Равновесная теплоемкость при постоянном объеме определяется формулой

$$c_v = c_p(p,T) - \frac{R_г \cdot \left[1 - \left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T}\right)_p\right]^2}{\left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln p}\right)_T} \qquad (4.21)$$

По известным значениям теплоемкостей c_p и c_v определяем их отношение в равновесном варианте

$$\chi_p = \frac{c_p(p,T)}{c_v(p,T)} \qquad [4.22]$$

Для определения среднего показателя изоэнтропы расширения используется зависимость

$$n = \frac{\ln \frac{p_{oc}}{p}}{\ln \frac{p_{oc}}{p} + \ln \frac{R \cdot T}{R_{oc} \cdot T_{oc}}} \qquad [4.23]$$

Изложенная выше модель позволяет определить термодинамические параметры продуктов сгорания в любом сечении камеры ЖРД, начиная от входа в сопло. Знание этих параметров позволяет в любом сечении сопла определить идеальные значения расходного комплекса, удельного импульса тяги в пустоте и тягового комплекса в пустоте:

$$\beta^{ид} = \frac{p_{oc}}{p_*} \cdot \frac{R_0 \cdot T_*}{w_* \cdot \mu_*}, \qquad (4.24)$$

$$J^{ид}_{у,П} = w_a + f_a \cdot p_a, \qquad (4.25)$$

где $w_a = \sqrt{2(i_T - i_a)}$, $f_a = \frac{1}{w_a \cdot \rho_a}$;

$$K^{ид}_{P_п} = \frac{J^{ид}_{у.п}}{\beta^{ид}}. \qquad (4.26)$$

4.3 Физико-математическая газодинамическая модель течения продуктов сгорания в камере ЖРД

В предыдущем разделе изложена термодинамическая модель для высокотемпературного рабочего тела с переменным химическим составом. Цель данного раздела заключается в формировании физико-математической модель газоди-

намических процессов течения продуктов сгорания в камере ЖРД. Основными физическими факторами, подлежащими учету в данной модели, являются сжимаемость, значительный продольный градиент скорости, вязкость и двумерный характер течения в профилированной части сверхзвуковой части сопла. В излагаемой ниже модели вязкость учитывается в приближении пограничного слоя, течение в котором считается турбулентным.

В двумерном невязком осесимметричном приближении для определения газодинамических параметров течения в сверхзвуковой части профилированного сопла ЖРД используются уравнения Эйлера, которые в цилиндрической системе координат в векторной форме могут быть представлены в виде [8]:

$$\frac{\partial \vec{F}}{\partial z} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial r} = \vec{H}, \qquad (4.27)$$

$$\vec{F} = \left(\rho u, \quad \rho u^2 + p, \quad \rho uv, \quad \rho ui\right)^T, \ \vec{G} = \left(\rho v, \quad \rho uv, \quad \rho v^2 + p, \quad \rho vi\right)^T, \qquad (4.28)$$

$$\vec{H} = \frac{-\rho v}{r \cdot \left(1, \quad u, \quad v, \quad i\right)^T}, \qquad (4.29)$$

$$p = \frac{\rho R_0 T}{\mu} \ (4.33), \qquad i = i(p,T). \qquad (4.30)$$

В этой системе уравнений z, r – продольная и поперечная координаты; u, v – компоненты скорости по осям z, r; верхний индекс T означает транспонирование. Система уравнений (4.27) - (4.30) выражает условие сохранения расхода, количества движения в проекциях на оси координат z и r, и энергии.

В результате численного решения уравнений Эйлера (методика их решения излагается в следующем разделе) находятся все параметры, необходимые для учета влияния вязкости в приближении пограничного слоя, а также определяется распределение статического давления потока вдоль стенки сверхзвуковой части сопла ЖРД с учетом двумерного характера течения в профилированной сверхзвуковой части сопла. Это распределение необходимо для определения параметров конвективного теплообмена высокотемпературных продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД.

Результаты численного решения уравнений Эйлера необходимы также для определения потерь удельного импульса из-за рассеяния $\varsigma_р$ с помощью зависимости [19]

$$\varsigma_{\text{р}}(s)=\frac{\left[\frac{2}{n+1}\right]^{\frac{1}{n-1}}\cdot(z(s)-1)-\bar{P}(s)}{\left[\frac{2}{n+1}\right]^{\frac{1}{n+1}}\cdot z(s)} \tag{4.31}$$

где $z(s)=0.5\left[\lambda_e(s)+\frac{1}{\lambda_e(s)}\right]$ – газодинамическая функция полного импульса; $\bar{P}(s)=\int_0^{\bar{r}_a}\pi_{\text{ст}}(\bar{r})\cdot\bar{r}\cdot d\bar{r}$ – безразмерный интеграл сил давления на стенке сопла, $\bar{r}=r/r_*$; $\lambda_e(s)$ – коэффициент скорости, связанный с числом Маха следующим соотношением:

$$\lambda_e(s)=\sqrt{\frac{2}{n+1}}\cdot\frac{M_e(s)}{\sqrt{1+\frac{n-1}{2}\cdot M_e(s)}}. \tag{4.32}$$

В приближении турбулентного пограничного слоя потери удельного импульса из-за трения рассчитываются по формуле [191]:

$$\varsigma_{\text{тр}}=\frac{2\bar{\delta}_a^{**}}{1+\frac{1}{nM_a^2}} \tag{4.33}$$

где $\bar{\delta}_a^{**}$ - толщина потери импульса, отнесенная к радиусу выходного сечения сопла, M_a – число Маха на внешней границе пограничного стенки на срезе сопла, n – средний показатель изоэнтропы расширения продуктов сгорания в сверхзвуковой части сопла, который определяется в соответствии с зависимостью (4.23).

При турбулентном режиме течения в пограничном слое величина $\bar{\delta}_a^{**}$ определяется из выражения [19]:

$$\bar{\delta}_a^{**}=\frac{\left[\frac{2}{n-1}\right]^{0.1}}{\text{Re}_{w_0}^{1/5}}\left[\frac{0.015}{\bar{T}_w^{0.5}}\right]\frac{(1+\frac{n-1}{2}\cdot M_{\text{ст}}^2)^{\frac{n+1}{2(n-1)}}}{M_{\text{ст}}^{\gamma+1}}\times\frac{\bar{S}^{0.2}}{\bar{r}_a^2}\left[\int_0^{\bar{S}}\frac{\bar{r}^{5/4}M^{1+\frac{5}{4}\cdot\gamma}d\bar{S}}{(1+\frac{n-1}{2}\cdot M^2)^{\frac{1{,}36n-0{,}36}{n-1}}}\right]^{\frac{4}{5}}, \tag{4.34}$$

где $\gamma=\frac{18}{7}\bar{T}_w-\frac{2}{7}$.

Все необходимые термодинамические параметры потока, входящие в уравнения (4.24)...(4.31) газодинамической модели течения, определяются на основе использования термодинамической модели высокотемпературных продуктов сгорания, изложенной в разделе 4.2.

Необходимость проведения газодинамического расчета с учетом потерь удельного импульса из-за трения и рассеяния обусловлена тем, что для определения теплового состояния камеры ЖРД необходимо определение теоретического контура, обеспечивающего заданную величину тяги, а это возможно лишь при знании величины удельного импульса с учетом потерь.

4.4 Численная реализация физико-математической модели сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД

Как показано в [2,19], наиболее эффективным методом решения системы нелинейных уравнений в базовой термодинамической модели является метод Ньютона. Применяя этот метод к системе уравнений (4.12)-(4.15) получим следующую систему $l+m+1$ уравнений, линейную относительно поправок для итерации r [2,19]*:*

1) уравнения сохранения вещества

$$\sum_{j=1}^{l} a_{ij} \cdot p_j^{(r)} \cdot \Delta_j^{(r+1)} + p_i^{(r)} \cdot \Delta_i^{(r+1)} - B_i^{(r)} \cdot \Delta_M^{(r+1)} = -\delta_i^{(r)} \cdot B_i^{(r)}, \qquad (4.35)$$

где $B_i^{(r)} = \sum_{j=1}^{l} a_{ij} \cdot p_j^{(r)} + p_j^{(r)}; \quad \delta_i^{(r)} = \ln B_i^{(r)} - \ln M^{(r)} - \ln b_i;$

2) уравнения диссоциации

$$\Delta_j^{(r+1)} - \sum_{i=1}^{m} a_{ij}^{(r)} \cdot \Delta_i^{(r+1)} = -\delta_j^{(r)}, \qquad (4.36)$$

где $\delta_j^{(r)} = \ln p_j^{(r)} - \sum_{i=1}^{m} a_{ij} \cdot \ln p_i^{(r)} + \ln K_j^{(r)};$

3) уравнение Дальтона

$$\sum_{q} p_q^{(r)} \cdot \Delta_q^{(r+1)} = -\delta_p^{(r)} \cdot p_\Sigma^{(r)}, \qquad (4.37)$$

где $\delta_p^{(r)} = \ln p_\Sigma^{(r)} - \ln p, \quad p_\Sigma^{(r)} = \sum_{i=1}^{q} p_i^{(r)}, q=m+l$

В уравнениях (4.35)...(4.37) поправки обозначены следующим образом

$$\Delta_q^{(r+1)} = \Delta \ln p_q^{(r+1)}; \quad \Delta_M^{(r+1)} = \Delta \ln M_{\square}^{(r+1)}. \tag{4.38}$$

Уточнение значений переменных производится по формулам

$$\left.\begin{aligned} \ln p_q^{(r+1)} &= \ln p_q^{(r)} + \Delta_q^{(r+1)} \\ \ln M_{\square}^{(r+1)} &= \ln M_{\square}^{(r)} + \Delta_M^{(r+1)} \end{aligned}\right\}. \tag{4.39}$$

Для расчета параметров в камере сгорания применительно к ЖРД достаточно ограничиться приближением изобарной камеры сгорания. В этом случае к неизвестным базовой модели рабочего тела добавляется еще и температура продуктов сгорания, поэтому необходимо дополнительное уравнение. Таким уравнением является уравнение сохранения энергии, которое с учетом допущения о том, что теплообмен с окружающей средой отсутствует, и скорость рабочего тела в пределах камеры сгорания пренебрежимо мала и принимается равной нулю, записывается для единицы массы топлива следующим образом

$$i_{co} - i_T = 0, \tag{4.40}$$

здесь i_{c0} - энтальпия заторможенного потока продуктов сгорания на входе в сопло; i_T - энтальпия топлива.

Применяя метод Ньютона к уравнению (4.40), получим уравнение

$$\left(\frac{R_0 \cdot T}{\mu} \left(\frac{\partial \ln M_T}{\partial \ln T} \right)_p \right)^{(r)} \cdot \Delta \ln p^{(r+1)} + \left(c_p\right)^{(r)} \cdot \Delta T^{(r+1)} = i_T - i_{co}^{(r)}(p,T). \tag{4.41}$$

Для численного решения системы уравнений (4.35)-(4.37) и (4.41) до достижения заданной точности используется итерационная процедура. Подобный опыт применительно к ЖРД больших тяг показал значительную чувствительность метода Ньютона к выбору начальных приближений по составу продуктов сгорания. В процессе тестовых расчетов было установлено, что обеспечить сходимость итерационных процедур в указанном диапазоне соотношения компонентов возможно лишь при условии принятия специальных мер для задания достаточно хорошего начального приближения состава продуктов сгорания. В связи с этим были получены аппроксимирующие зависимости для выбора начального приближения химического состава продуктов сгорания в указанном выше диапазоне соотношения

компонентов для каждой из групп топлив, содержащих в условной химической формуле вещества (O,H), (C,H), (C,O,H) и (C,N,O,H). В эти группы топлив входят как используемые в настоящее время топлива, так и перспективные, в том числе экологически чистые топлива. Результаты определения химического состава и температуры продуктов сгорания в камере сгорания являются начальными приближениями для расчета течения продуктов сгорания в сопле.

Изложенная численная базовая термодинамическая модель была реализована в компьютерной форме в виде программного комплекса S, имеющего модульную структуру. Имя и назначение подпрограмм, входящих в программный модуль S, указаны в таблице 4.1

Таблица 4.1 Перечень подпрограмм программного модуля S

№	Имя подпрограммы	Назначение
1	CCF	Расчет условной химической формулы топлива
2	CEC	Расчет равновесного состава при заданных p и T
3	CDEC	Расчет производных равновесного состава
4	CEP_D	Расчет равновесного расширения в заданном сечении дозвуковой части сопла
5	CEP_M	Расчет равновесных параметров в минимальном сечении сопла
6	CEP_S	Расчет равновесного расширения в заданном сечении сверхзвуковой части сопла
7	CEPCC	Расчет равновесных параметров в камере сгорания
8	CEPN	Управляющая программа для расчета параметров течения в сопле
9	CFP_SY	Управляющая программа для расчета замороженного течения в сверхзвуковой части сопла
10	CFTP	Расчет замороженного расширения в заданном сечении сверхзвуковой части сопла
11	CFTPM	Расчет замороженных параметров в минимальном сечении сопла
12	GAUSS	Решение линейной системы алгебраических уравнений методом Гаусса
13	MAINS	Главная управляющая программа
14	NP	Расчет начальных приближений мольных долей компонентов продуктов сгорания
15	TFC	Расчет термодинамических параметров индивидуальных веществ в равновесном приближении

16	TFM	Расчет термодинамических параметров смеси индивидуальных веществ в равновесном приближении
17	TFMF	Расчет термодинамических параметров смеси индивидуальных веществ в равновесном приближении

Численное решение системы уравнений Эйлера (4.27)-(4.30) осуществляется на основе послойного метода характеристик, предложенного И.Э Ивановым (МАИ) и реализованного в виде программного модуля PMX. Учет влияния вязкости в приближении пограничного слоя был реализован в программном модуле PPS, а расчет параметров теплового потока от продуктов сгорания к стенке камеры ЖРД реализован в виде программного модуля TBL.

Каждый из программных модулей S, PPS,PMX и TBL представляет собой компьютерную реализацию физико-математический моделей термодинамических свойств продуктов сгорания, двухмерного течения продуктов сгорания в сопла ЖРД, вязкости в приближении сжимаемого турбулентного пограничного слоя и сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД. Все программные модули S,PMX,PPS и TBL объединены в единый программный комплекс SPPSPMX. Программы, входящие в программный комплекс SPPSPMX, написаны на алгоритмическом языке Fortran с использованием инструментальной оболочки Compaq Visual Fortran (CVF) в среде Developer Studio.

Программный комплекс SPPSPMX обеспечивает численный термогазодинамический расчет течения продуктов сгорания в камере ЖРД с учетом переменности химического состава, вязкости и двумерного характера течения в сверхзвуковой профилированной части сопел ЖРД. Результаты этого расчета являются исходными данными для определения коэффициента конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенкой и определения удельного теплового потока по длине камеры сгорания и сопла.

4.5 Пример численного расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры сгорания маршевого ЖРД НК-33

Выбор ЖРД НК-33 в качестве примера численного расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры сгорания обусловлен тем,

что по этому двигателю имеются надежные данные по таким параметрам, как тяга, секундные расходы компонентов и величина удельного импульса тяги как у Земли, так и в пустоте. Это позволяет использовать имеющиеся данные для проверки адекватности результатов, получаемых в процессе проведения термогазодинамического расчета.

Основные данные штатного ЖРД НК-33, имеющие отношение к термогазодинамическому расчету, приведены в таблице 4.2 [21]

Таблица 4.2 – Сравнение заданных и расчетных параметров ЖРД НК-33

№	Наименование параметра	Обозначение параметра	Заданные параметры		Расчетные параметры в системе СИ	Разница между заданными и расчетными параметрами
			В технической системе единиц	В системе СИ		
1	Тяга в пустоте	$P_п$	171 475 кГ	1.68 МН		
2	Величина удельный импульс в пустоте с учетом потерь	$J^{д}_{у.п}$	331 с	3243,8 м/с		
3	Давление в камере сгорания	$p_к$	148,3 $\frac{кГ}{см^2}$	14,8 Мпа		
4	Геометрическая степень расширения сопла	$\overline{F}_a$	28	28		
5	Массовый секундный расход компонентов через двигатель	$\dot{m}_\Sigma$	522,9 кг/с	522,9 кг/с		
6	Массовое соотношение компонентов	$K_м$	2,553	2,553		
7	Коэффициент избытка окислителя	$\alpha_{ок}$	0,749	0,749		

Для проведения расчета необходимо подготовить файлы исходных данных.

В соответствии с изложенными выше физико-математическими моделями сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД исходные данные для расчета разбиты на две группы, каждой из которых соответствует файл исходный данных.

Содержание первого файла исходных данных показано на рисунке 4.2

```
1. Давление в камере [Па]..................... 0.145E+08
2. Количество атомов кислорода в условной
   молекуле окислителя..................... 2.
3. Количество атомов водорода в условной
   молекуле окислителя..................... 0.
4. Количество атомов углерода в условной
   молекуле окислителя..................... 0.
5. Количество атомов азота в условной
   молекуле окислителя..................... 0.
6. Количество атомов кислорода в условной
   молекуле горючего....................... 0.
7. Количество атомов водорода в условной
   молекуле горючего....................... 1.956
8. Количество атомов углерода в условной
   молекуле горючего....................... 1.
9. Количество атомов азота в условной
   молекуле горючего....................... 0.
11. Коэффициент избытка окислителя.......... 0.769
12. Энтальпия окислителя [кДж/кг] .......... -3.983E+02
13. Энтальпия горючего [кДж/кг]. ........... -1.948E+03
14. Коэффициент полноты расходного комплекса β.0.99
15.Выводить на печать табл.1? (Jps1=:1-да,0-нет) 0
16.Выводить на печать табл.2? (Jps2=:1-да,0-нет) 0
17.Использовать отлад.модуль? (JPS3=:1-да,0-нет) 0
```

Рисунок 4.2 Содержание файла исходных данных для программного модуля S

В позициях 1 и 11 этого файла исходных данных содержатся задаваемые значения давления в камере сгорания и коэффициента избытка окислителя. Позиции 2…5, 12 содержат исходную информацию о химическом составе и полной энтальпии окислителя (кислорода), а позиции 6…9,13 содержат исходную информацию о химическом составе и полной энтальпии горючего (керосина) содержат исходную информацию о химическом составе окислителя и полной энтальпии [том 2]. Методика расчета позволяет учесть не идеальное протекание рабочих процессов в камере сгорания, которое характеризуется коэффициентом полноты расходного комплекса β (позиция 14).

Позиции 15…16 содержимого файла исходных данных на рисунке 4.2 содержат параметры для управления информацией, выводимой в файл результатов расчета.

Содержание второго файла исходных данных показано на рисунке 4.3

```
1.Длина цилиндрической части к.с. в радиусах к.с, N1 0.20000e 01
    число точек на цилиндрической части к.с., ks      5
 2.Число сечений для расчета поперечных профилей;LP   1
    массив PP(LP) значений q                          .10000E-03
 3.K2=1-полный вывод локальных пар-ов; K2=0-укорочен. 1
```

```
 4.JP=1-осесимметричное сопло; JP=0-плоское сопло     1
 5.JC=1-профилиров. сверхзвук. часть; JC=0-конический.  1
   JPMX=1-двумерное невязкое ядро,JPMX=0-одномерное   1
   js=1-переменный хим.состав;js=0-постоянный         1
   jv=1-переменные термодин.св-ва;jv=0-постоянные     1
 6.K1=1-есть шейка в трансзвук.части; K1=0 - нет      0
 7.JPRE=1-задается Poc; JPRE=2 - Re2; JPRE=3 - Re3    1
 8.Число вариантов расчета по параметру JPRE;  K      1
 9.N варианта, выводимого на печать;          KP      1
10.Радиус минимального сечения сопла; RKR0 в мм       .13030E 03
11.Угол наклона к оси конич. уч-ка дозвук. части в рад.69690E 00
12.Угол наклона к оси конич. уч-ка сверхзвук. ч. в рад.00000E 00
13.Угол наклона к оси стенки камеры сгорания     в рад.00000E-00
14.Безразмерный радиус на входе в сопло CRK=(Rk/R*)   .15300E 01
15.Безразмерный радиус среза сопла   CRC=(Ra/R*)      .55200E 01
16.Безразмер. радиус скругл. тр-звука CRR1=(R1*/R*)   .10000E 01
17.Безразмер. радиус скругл. тр-звука CRR2=(R2*/R*)   .00000E 00
18.Безразмер. радиус от к.с. к соплу  CR1K=(R1K/R*)   .15300E 01
19.Парам-р, управл. шагом  в тр-звуке  CSH=( SH/R*)   .20000E 01
20.Парам-р, управл. шагом в дозвук. ч. CK1=( HX/R*)   .10000E 01
21.Парам-р, управл. шагом в сверхзв.ч. CK2=( HS/R*)   .20000E 01
22.Угол наклона шейки в трансзвуке;    CK3 в рад      .00000E 00
23.Длина шейки в трансзвуковой части сопла;  CK4 в мм .00000E 00
24.CK5=0-нет обхода фор-лы Сазерленда;CK5=1-есть обход.10000E 01
25.Показатель адиабаты    XK                          .12696E 01
26.Молекулярный вес газа; XMOL d кг/кмоль             .20540E 02
27.Универсальная газовая постоянная;RG в дж/кмоль*град.83140E 04
28.Динамический коэффициент вязкости;ETAK в н*с/м*м   .38750E-04
29.Температура на входе в сопло TK, K                 .29950E 04
   jtv=1-переменный профиль т-ры тормож.,0-постоянный 1
30.Адиабатная температура пристенка TWA0,K            .20000E 04
31.Коэф. полноты расходного комплекса; FIBETA          0.9900E 00
32.Фактор теплообмена; Tw                            1.00
33.Параметр, зависящий от Tw                         0.45
34.Параметр, зависящий от Tw                         5.35
35.Обобщенный параметр, прин. знач. в завис. от JPRE  .14530E 08
36.Число точек, задающих профиль сверхзв.части сопла  17
37.Безразмерная координата X контура сверхзв. части сопла
 .00000E 00 .25000E 00 .50000E 00 .83333E 00 .12500E 01
 .16666E 01 .26666E 01 .36666E 01 .46666E 01 .56666E 01
 .66666E 01 .76666E 01 .86666E 01 .96666E 01 .10666E 02
 .11666E 02 .13000E 02
38.Безразмерная координата Y контура сверхзв.части сопла
 .10000E 01 .10890E 01 .12080E 01 .13720E 01 .16380E 01
 .18820E 01 .23320E 01 .28340E 01 .32400E 01 .35000E 01
 .38250E 01 .41160E 01 .43800E 01 .46800E 01 .49800E 01
 .52100E 01 .55200E 01
1
 .13000E 02
39.Знач.т-ры стенки tws(j) в т.1,ks,m,n (счит.в subr param),K
 .30000e 03 .30000e 03 .30000e 03 .30000e 03
40.Знач.ад.т-ры стенки twa(j) в т.1,ks,m,n (счит.в subr param),K
 .30000e 03 .60000e 03 .17000e 04 .17000e 04
41.   jlcht                                           1
42.   jkumat                                          1
43.    epskr-внешняя турбулентность в камере сгорания .50000e-01
44.    чтение параметра deld в дозв.части сопла       .12000e-01
45.    чтение параметра deld в дозв.части сопла       .24000e-01
46.    jkumah                                         1
```

Рисунок 4.3 Содержание файла исходных данных для программных модулей PMX, PPS и TBL

Этот файл содержит исходные данные, необходимые для газодинамического расчета и расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД. Рассмотрим назначение основных исходных данных, содержащихся в этом файле исходных данных.

Группа безразмерных исходных данных, содержащихся в позициях 1, 10…23, 36, 37, 38 задает в параметрической форме теоретический контур камеры Описание параметрической модели теоретического контура камеры было изложено в разделе 3.1. Построение теоретического контура камеры и выбор шага расчетной сетки осуществляется в подпрограмме Contur программного модуля PPS . Параметры в позициях 24, 28 задают модель определения коэффициентов вязкости продуктов сгорания, а параметры в позициях 39 и 40 задают начальную температуру внутренней стенки камеры и температуру пристенка.

Параметры в позициях 4, 5,41,42,46 служат для управления структурой используемой модели термогазодинамичского расчета и расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД, параметры в позициях 2 и 3 служат для управления информацией, выводимой в файл исходных данных.

Заметим, что исходные данные, содержащиеся в файле исходных данных на рисунке 4.2, составляют лишь малую часть данных, необходимых для газодинамического расчета и расчета сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД.

Основная часть данных, необходимых для проведения газодинамического расчета, получается в процессе термодинамического расчета с помощью програмного модуля S и автоматически передается в программные модули PMX и PPS. Аналогичным образом, основная часть данных, необходимых для проведения расчета сопряженного, получается в процессе газодинамического расчета с помощью программных модулей PMX и PPS и автоматически передается в программный модуль TBL, где и происходит расчет сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД в соответствии с физико-математической моделью, описание которой приведено в разделе 4.1

После того, как подготовлены файлы исходных данных, запускается программа расчета. Процесс запуска программы на счет осуществляется в диалоговом режиме, в процессе которого у пользователя запрашиваются имена файлов исходных данных, а также имя файла результатов. Результаты расчета записываются в файл результатов под именем, который сообщил пользователь. Файл результатов расчета для исходных данных, соответствующих файлам на рисунках 4.2 и 4.3, приведен в приложении А.

В начальной части файла результатов содержится информация об используемых в расчете исходных данных. Там же содержится информация о числовых значениях параметров геометрической модели теоретического контура.

В первом разделе файла результатов содержатся результаты термодинамического расчета с использованием программного модуля S, включая расчетное определение температуры, химического состава продуктов сгорания и термодинамических параметров продуктов сгорания на входе в сопло и по длине камеры ЖРД в равновесном одномерном невязком приближении (т.е. в рамках модели идеального ракетного двигателя).

Во втором разделе файла результатов содержатся результаты газодинамического расчета камеры ЖРД. В начальной части этого раздела излагаются результаты газодинамического расчета течения в профилированной сверхзвуковой части сопла в двумерном невязком приближении (приближение Эйлера) с использованием программного модуля PMX.Затем излагаются результаты газодинамического расчета течения в невязком ядре в приближении Эйлера с учетом обратного влияния пограничного слоя на течение в этом ядре с использованием программных модулей PPS и PMX (стр. приложения А). В завершающей части второго раздела файла результатов содержатся результаты расчета с использованием программного комплекса SPPSPMX в виде профилей термогазодинамических параметров на срезе сопла ЖРД. Завершают этот раздел файла результатов такие расчетные значения таких величин, как тяга и удельный импульс ЖРД в пустоте с учетом потерь, а также суммарный расход компонентов. В третьем разделе фай-

ла результатов расчета содержатся результаты расчета сопряженного теплоообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД

Первый массив данных этого раздела относится к продольной координате *x* теоретического контура камеры ЖРД..

Далее следуют два массива данных, соответствующих начальной температуре стенки камеры и температуре пристенка как функций продольной координате *x* теоретического контура камеры ЖРД.

Результаты расчета сопряженного теплоообмена продуктов сгорания со стенкой камеры представлены массивами значений числа Нуссельта, коэффициента конвективного теплообмена и удельного теплового потока как функций продольной координате *x* теоретического контура камеры ЖРД.

Последние два массива (коэффициента конвективного теплообмена и удельного теплового потока как функций продольной координате *x* теоретического контура камеры ЖРД) являются исходными данными для расчета теплового и напряженно-деформированного состояния конструкции камеры ЖРД, а также гидродинамического расчета течения компонента топлива в охлаждающем тракте камеры ЖРД.

5. CFD-моделирование гидродинамических процессов течения компонента в тракте охлаждения камер

5.1. Формирование конечно-элементной модели частей корпуса

В данном разделе рассмотрены задачи формирования конечно-элементной модели корпуса камеры для расчета его теплового состояния. Для анализа выбран наиболее теплонапряженный участок корпуса от входного коллектора, расположенного на сопле, до смесительной головки со связями в виде ребер.

Используется следующий порядок построения модели.

1. Создаётся эскиз, который описывает контур камеры сгорания (рисунок 5.1). Данный эскиз далее экспортируется в формат, читаемый в NX, например .x_t.

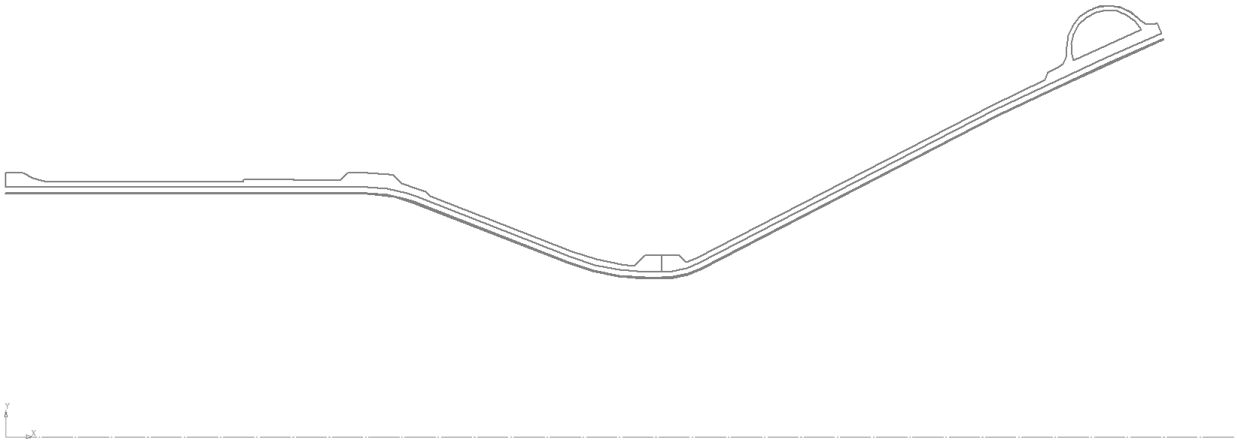


Рисунок 5.1 – Контур камеры

2. По эскизам в программном пакете NX создаётся 3D модель камеры сгорания (рисунок 5.2).

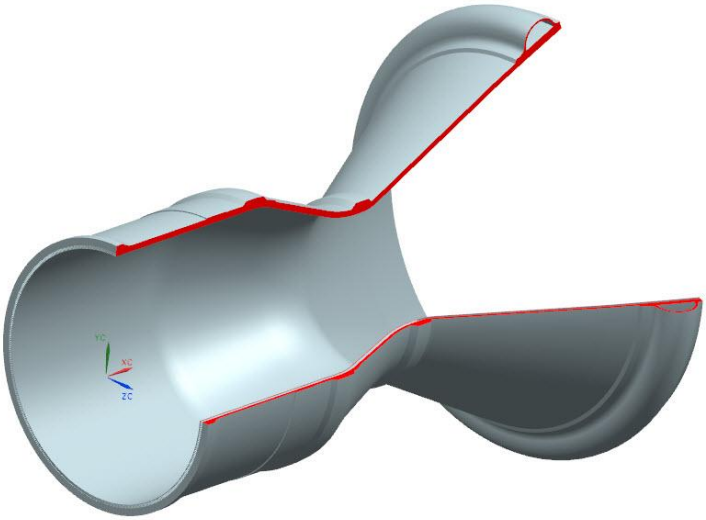


Рисунок 5.2 – 3D модель камеры сгорания

3. На следующем шаге проверяется наличие на данной модели свойства циклической симметрии. При наличии данного свойства для уменьшения расчётного времени оставляем только один сектор. В данном примере выделен сектор с углом 1.6 градусов (рисунок 5.3).

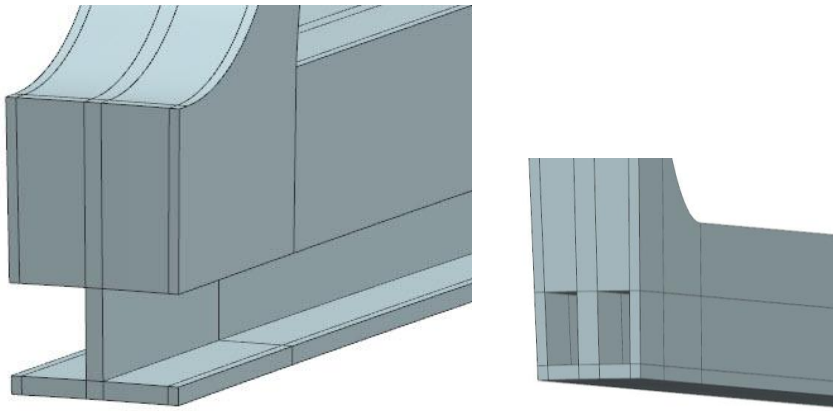


Рисунок 5.3 – Модель сектора камеры

4. Производится построение сетки конечных элементов. Для построения более качественной сетки модель можно разделить на части, используя средства NX (также это можно сделать непосредственно в ANSYS).

5. После выполнения всех предварительных операций 3D модель камеры сохраняется в стандартном для NX формате .prt и далее импортируется в ANSYS (File > Import > NX…).

Для теплового анализа камеры необходимо создать следующие типы конечных элементов:

-SHELL131;

-SOLID70;

-SURF152 (опции выставить согласно рисунку 5.4).

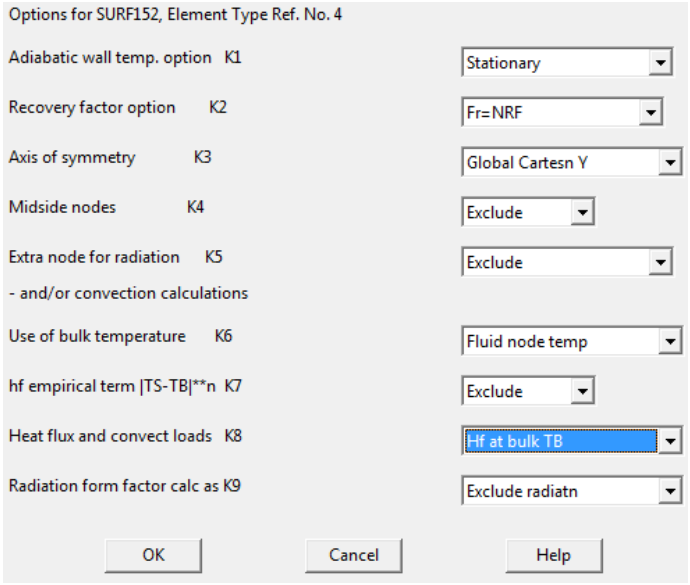


Рисунок 5.4 – Опции элемента SURF152

Разбиение на конечные элементы начинается с разбиения поверхностей, а далее объёмов путём вытягивания элементов поверхностей с помощью команды SWEEP (рисунок 5.5). Рекомендуется по толщине стенки создавать не менее трёх элементов.

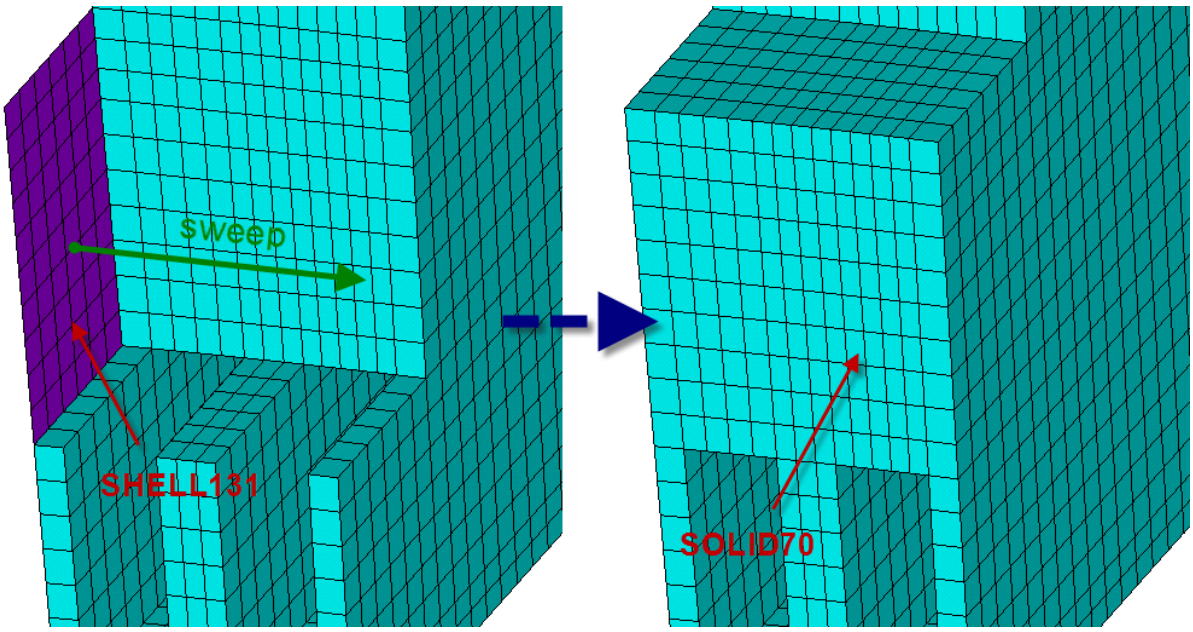


Рисунок 5.5 – Создание КЭ-модели сектора камеры

При разбиении назначаем элементам следующие материалы:

-БРХ08 для внутренней стенки и рёбер;

-ЭИ654 для внешней стенки.

Так как мы моделируем только 1 сектор модели, необходимо чтобы значения температур в узлах граней сектора совпадали. Для этого создаются CP связи, которые наложат на узлы соответствующие ограничения. Перед выполнением данной команды необходимо выбрать только узлы соответствующих граней (рисунок 5.6). В данном случае CP связи можно создать, используя следующую команду Preprocessor > Coupling / Ceqn > Offset Nodes.

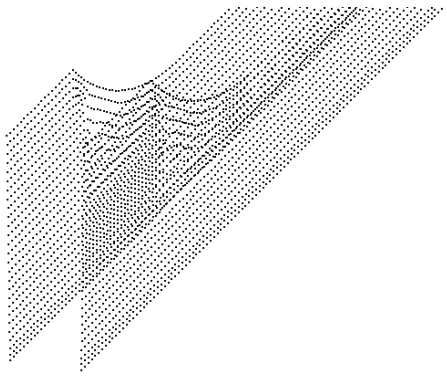


Рисунок 5.6 – Узлы, принадлежащие граням циклической симметрии.

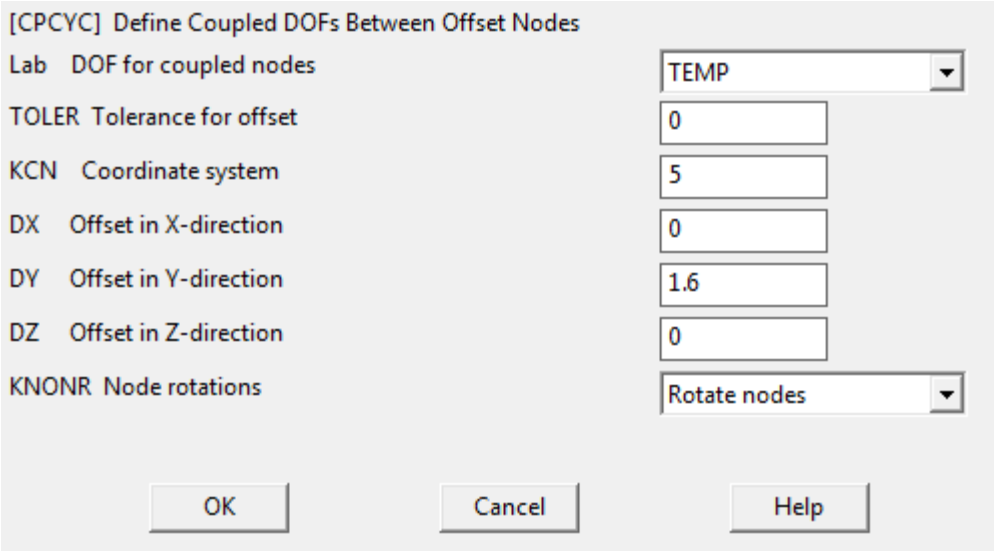


Рисунок 5.7 – Опции команды Offset Nodes

Данная команда выполнится в том случае, если радиальная и осевая координаты в цилиндрической системе координат связываемых узлов будут одинаковыми. В противном случае необходимо задать значение возможного отклонения TOLER.

Необходимо по узлам, принадлежащим граням охлаждающих каналов и граням, контактирующих с горячим газом создать элементы с поверхностным действием SURF152 (Preprocessor > Modeling > Create > Elements > Surf/Contact > Surf Effect > General Surface > No extra Node). Далее к этим элементам будет прикладываться тепловая нагрузка.

5.2. Выбор граничных условий

При тепловом расчёте на модель могут накладываться следующие граничные условия:

-конвективный теплообмен в канале охлаждающего тракта;

-конвективный теплообмен внутренней стенки с газом;

-CP связи, накладывающие ограничения на температуры узлов совпадающих граней сектора.

Конвективным и лучистым теплообменом наружной стенки камеры с окружающей средой в данном расчёте пренебрегаем.

Величины коэффициентов теплоотдачи и температуры охладителя и газа заданы в конкретных сечениях на базе расчета по описанным ранее моделям рабочих процессов. В остальных сечениях камеры эти величины будут линейно интерполироваться.

5.3. Пример расчета – расчет температур корпуса камеры НК-33

Особенности конструкции камеры: НК-33 – однокамерный ЖРД с дожиганием генераторного газа был разработан в 1963 … 67 г. и предназначался для первой ступени ракетно-космической системы Н1- Л3.

Рис. 5.8 . Общий вид камеры ЖРД НК-33
(фотореалистичная модель камеры)

Основные параметры камеры ЖРД НК-33

1. Тяга на земле , P 1510кН
   в пустоте, P п 1656кН
2. Удельный импульс на земле, I у 2910 Н∗с /кг
   в пустоте, I уп 3240 Н∗с /кг

3. Компоненты топлива - кислород жидкий и керосин

4. Расход топлива, m 512 кг /с

5. Массовое соотношение компонентов, km 2,55

6. Давление в камере , р к 14,55 МПа

7. Давление на срезе сопла, ра 0,049МПа

8. Геометрическая степень расширения сопла, $\overline{F}$ 28

Размеры камеры :

диаметр камеры сгорания 430мм

диаметр критики 281мм

диаметр среза сопла 1498мм

10. Максимальная продолжительность работы 365с

На рисунке 5.8 показан общий вид камеры. Схема корпуса камеры приведена на рисунке 5.9. По типу это паяно-сварная камера с регенеративным охлаждением и дожиганием окислительного газогенераторного газа.

Окислитель – газообразный кислород с малым количеством продуктов сгорания керосина поступает по торообразному патрубку – газоводу.

Параметры окислителя перед форсунками: температура 565К, давление 16,7МПа.

Конструктивно камера состоит из ряда сборочных единиц (СЕ), каждая из которых отдельно изготовляется, проходит контроль и технологические испытания, а затем при помощи сварки соединяется с другими СЕ.

Проведение численного моделирования

Моделирование проведено для средней части корпуса камеры, стенка которой оребрена и выполнена из бронзы БрХ0,8. На рисунке 5.9 показаны расчетные сечения.

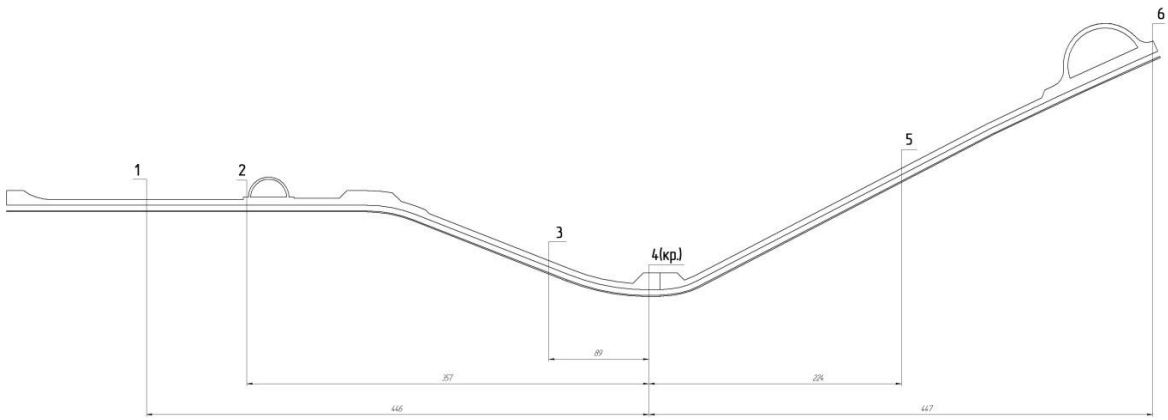


Рисунок 5.9 – Расчетные сечения корпуса камеры НК-33

Последовательность моделирования проводилась в следующем порядке.

Приложить конвекцию возможно использованием следующего макроса.

/prep7

!Ввод параметров - величин коэффициентов теплоотдачи и температур топлива и газа по сечениям. Эти величины приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1

№сеч.	Р газа, МПа	Т торм.газа у ст. К	α газа, кВт/м2К	$T_{охл}$, К	α охл, кВт/м2К	W, м/с скор.охл
1	14,55	1800	10,4	439	28,4	33,6
2	14,55	1800	10,4	435	28	33,5
3	12,77	1800	15,5	341	28	42
4	8,05	1800	22	330	31	50
5	1,05	1800	6,5	311	17,8	27,7
6	0,46	1800	3,7	300	13,6	19,7
7	0,25	1800	2,1	320	9	8,9
8	0,11	1800	1,1	360	5,7	6

alfa_zh0=28.4E3

alfa_zh1=28.4E3

alfa_zh2=28E3

alfa_zh3=28E3

alfa_zh4=31E3

alfa_zh5=17.8E3

alfa_zh6=13.6E3

temp_zh0=439-273.16

temp_zh1=439-273.16

temp_zh2=435-273.16

temp_zh3=341-273.16

temp_zh4=330-273.16

temp_zh5=311-273.16

temp_zh6=300-273.16

!Из активных узлов берём максимальную и минимальную координаты вдоль оси Y.

**get,y_min,node,0,mnloc,y*

**get,y_max,node,0,mxloc,y*

!Создаётся массив, типа TABLE и заполняется координатой вдоль оси Y и коэффициентом теплоотдачи от стенки в топливо

**dim,alfa_zh,table,7,1,1,,,*

alfa_zh(1,0)=y_min

alfa_zh(2,0)=y_min+0.124

alfa_zh(3,0)=y_min+0.213

alfa_zh(4,0)=y_min+0.481

alfa_zh(5,0)=y_min+0.57

alfa_zh(6,0)=y_min+0.794

alfa_zh(7,0)=y_max

alfa_zh(1,1)=alfa_zh0

alfa_zh(2,1)=alfa_zh1

alfa_zh(3,1)=alfa_zh2

alfa_zh(4,1)=alfa_zh3

alfa_zh(5,1)=alfa_zh4

alfa_zh(6,1)=alfa_zh5

alfa_zh(7,1)=alfa_zh6

!Создаётся массив, типа TABLE и заполняется координатой вдоль оси Y и температурой топлива

**dim,temp_zh,table,7,1,1,,,*

temp_zh(1,0)=y_min

temp_zh(2,0)=y_min+0.124

temp_zh(3,0)=y_min+0.213

temp_zh(4,0)=y_min+0.481

temp_zh(5,0)=y_min+0.57

temp_zh(6,0)=y_min+0.794

temp_zh(7,0)=y_max

temp_zh(1,1)=temp_zh0

temp_zh(2,1)=temp_zh1

temp_zh(3,1)=temp_zh2

temp_zh(4,1)=temp_zh3

temp_zh(5,1)=temp_zh4

temp_zh(6,1)=temp_zh5

temp_zh(7,1)=temp_zh6

!Выбирается компонент элементов SURF152, принадлежащих охлаждающим каналам

CMSEL,S,OHLADA_E

!Берётся количество элементов в активном наборе

**get,ecount_zh,elem,0,count*

*!Создаётся массив, типа ARRAY и заполняется при помощи цикла *do элементами, начиная с наименьшего по номеру.*

**dim,esurf_zh,array,ecount_zh,1,1,,,*

**do,i,1,ecount_zh*

**get,esurf_zh(i),elem,0,num,min*

ESEL,U,,,esurf_zh(i)

**enddo*

allsel,all

!цикл приложения конвекции на охлаждающие каналы

**do,i,1,ecount_zh*

ESEL,S,,,esurf_zh(i)

!Коэффициент теплоотдачи и температура берутся из массива типа TABLE при координате Y рассчитанной при помощи Get функции, как центр тяжести элемента

SFE,all,1,CONV, ,alfa_zh(centry(esurf_zh(i)))

SFE,all,1,CONV,2,temp_zh(centry(esurf_zh(i)))

allsel,all

**enddo*

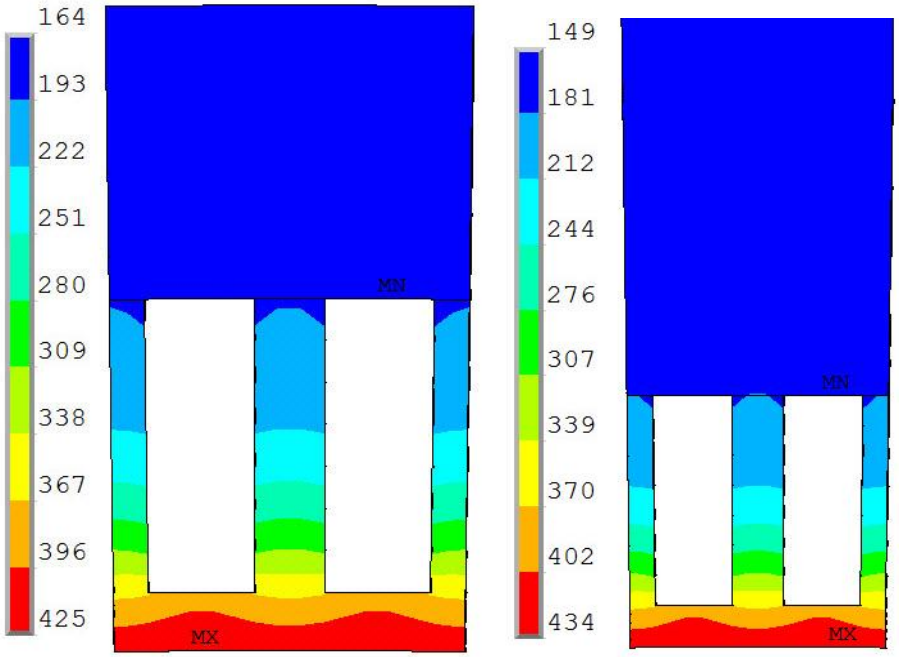
Аналогично конвективный теплообмен прикладывается на стенку со стороны горячего газа.

Величины коэффициентов теплоотдачи и температуры охладителя и газа были заданы только в конкретных сечениях (рисунок 5.9) и линейно интерполировались.

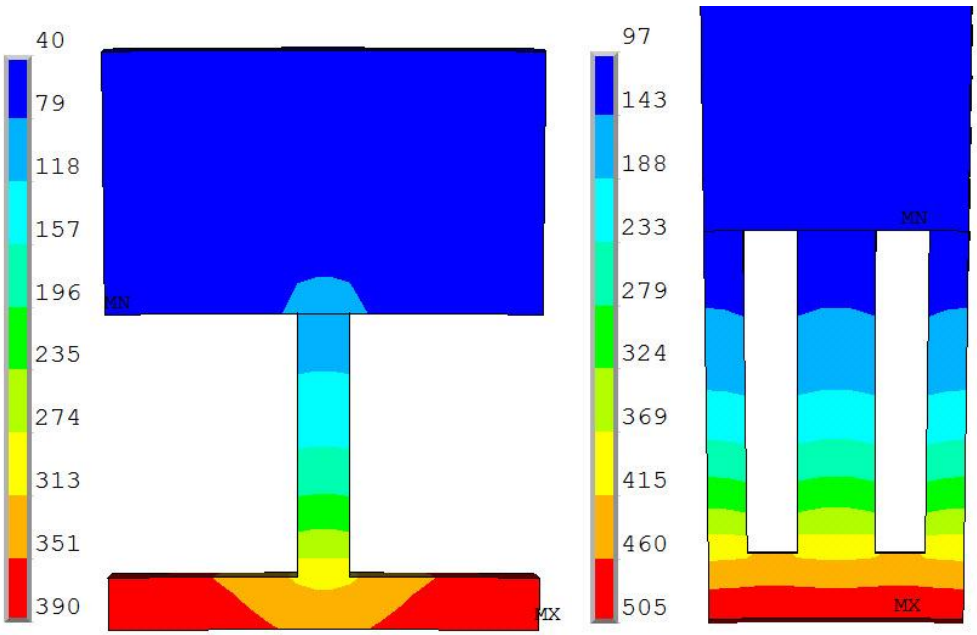
5.4. Анализ полученных результатов и проверка адекватности

Расчёт теплового состояния проводился для двух случаев: с покрытием ZiO2 толщиной 0.3 мм со стороны газа и без покрытия.

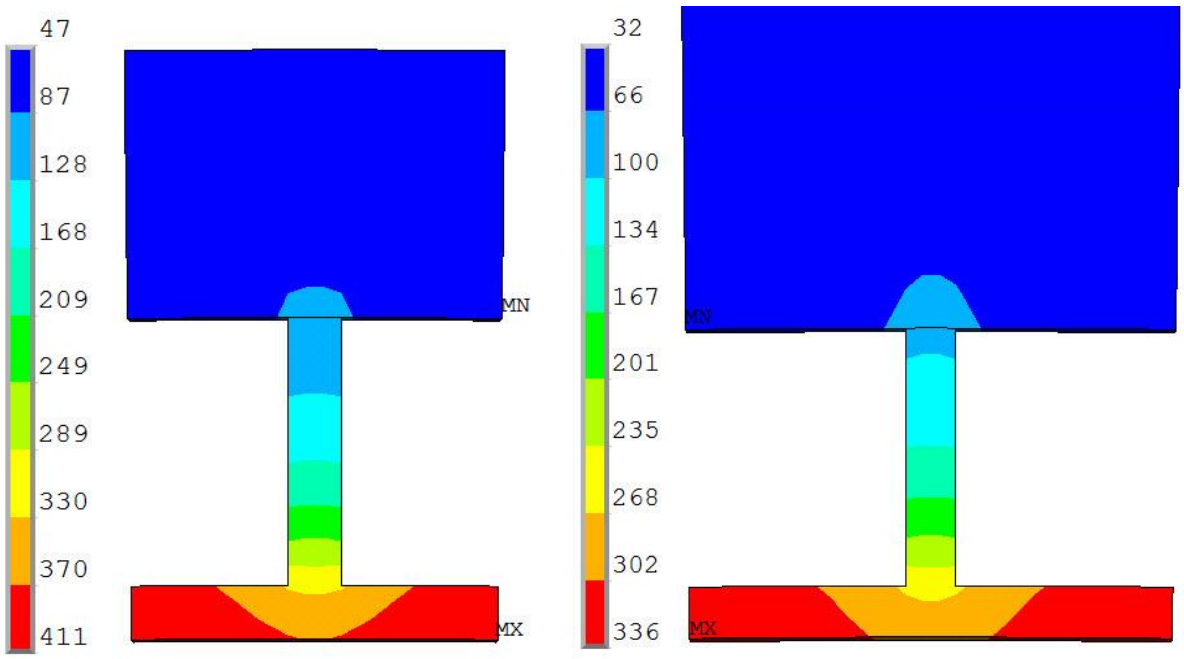
Распределения температурных полей по сечениям (расположение сечений на рисунке 5.9) для расчётного случая без покрытия показаны на рисунке 5.10. Температурные поля с при наличии покрытия – на рисунке 5.11. Температура во всех случаях в градусах Цельсия



а) сечение 1 б) сечение 2



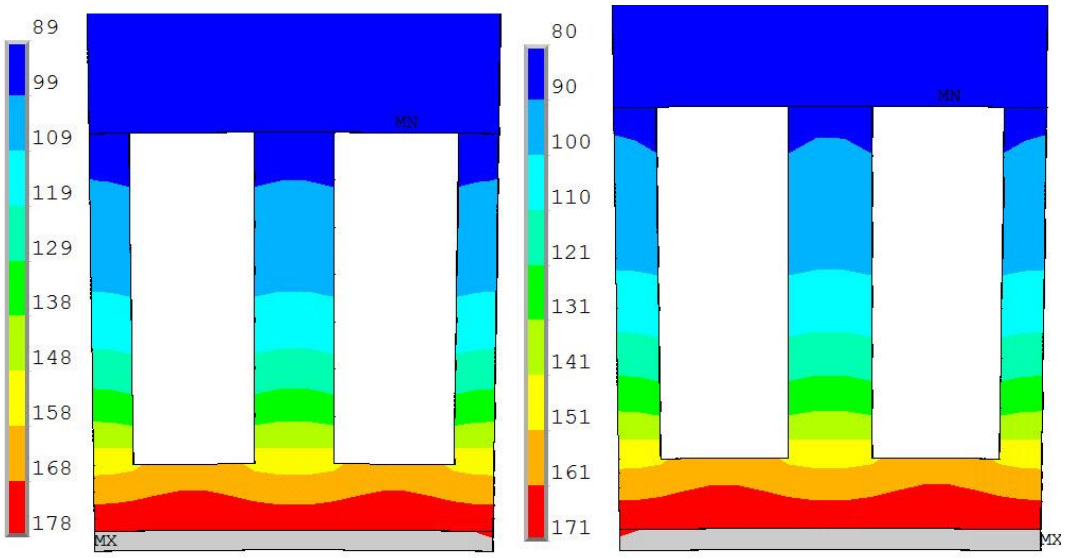
в) сечение 3 г) сечение 4



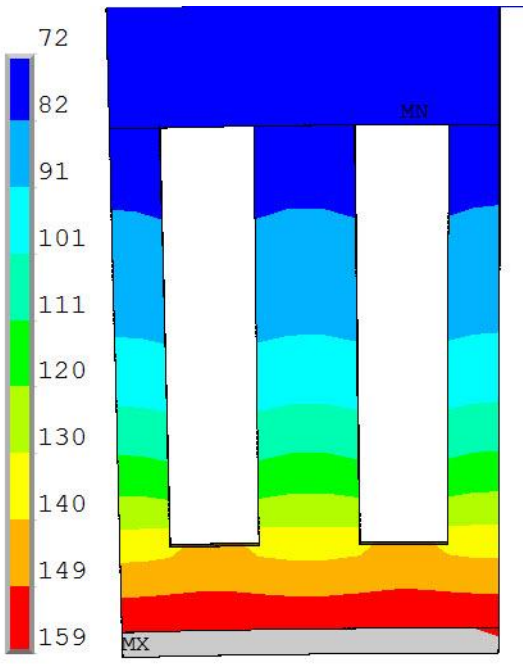
д) сечение 5 е) сечение 6

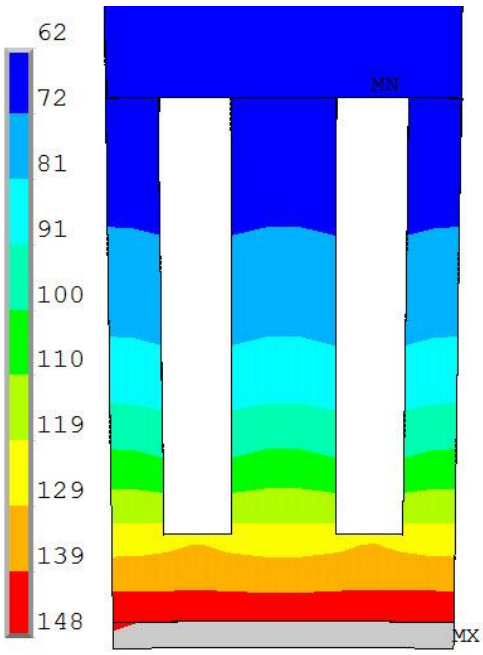
Рисунок 5.10 – Распределение температурных полей по сечениям камеры при отсутствии на стенке покрытия (градусы Цельсия)

Распределения температурных полей по сечениям (см. рисунок 5.7) для расчётного случая с покрытием показаны на рисунке 5.11.

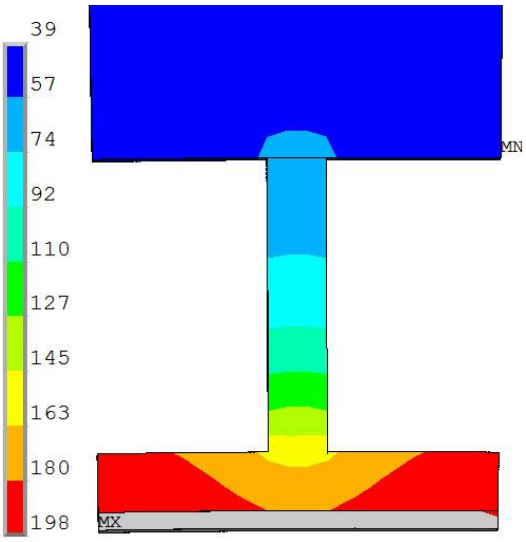


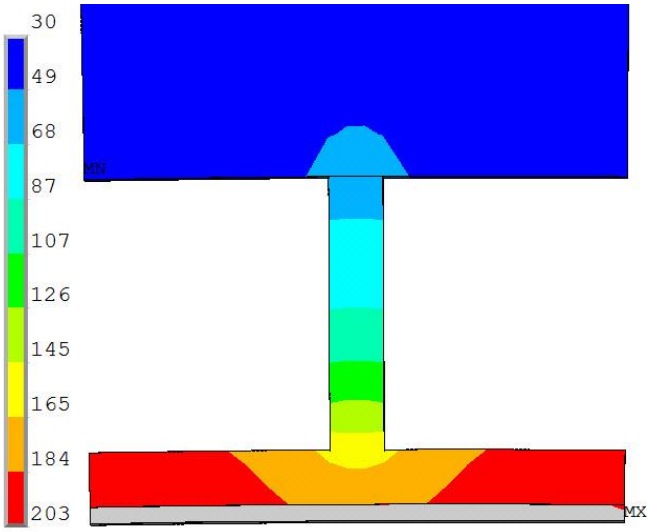
а) сечение 1 б) сечение 2





в) сечение 3 г) сечение 4





д) сечение 5 е) сечение 6

Рисунок 5.11 – Распределение температурных полей по сечениям камеры при наличии теплозащитного покрытия (градусы Цельсия)

Изменение температуры по длине камеры на внутренней и внешней стороне стенки камеры показано на рисунке 5.12.

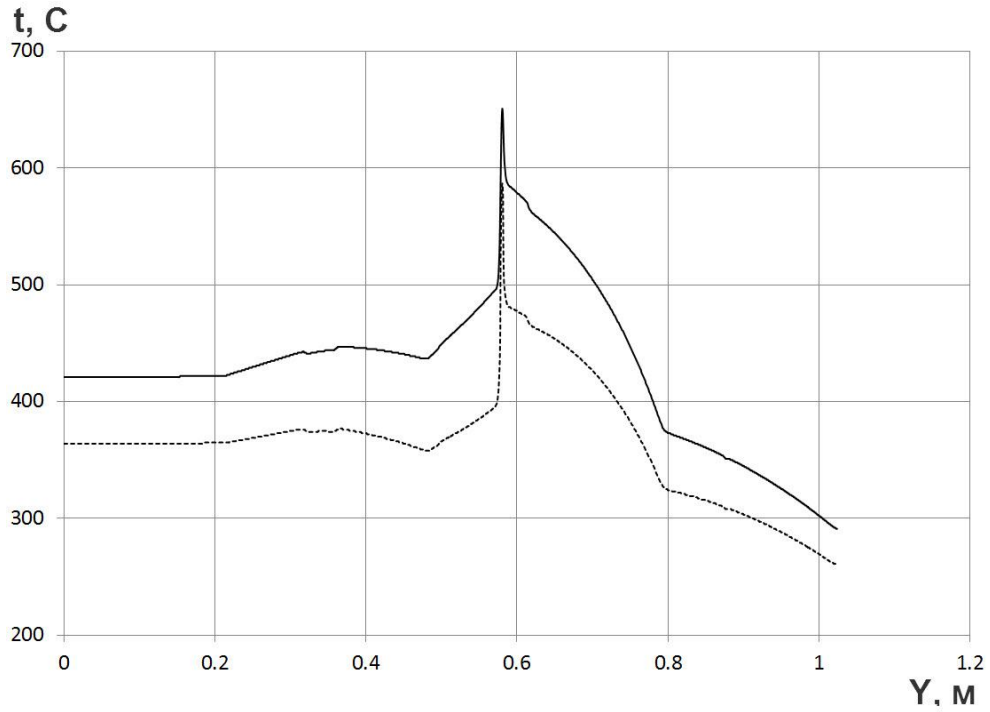


Рисунок 5.12 – Изменение температуры вдоль оси Y(по длине)

———————— - внутренняя сторона стенки

- - - -

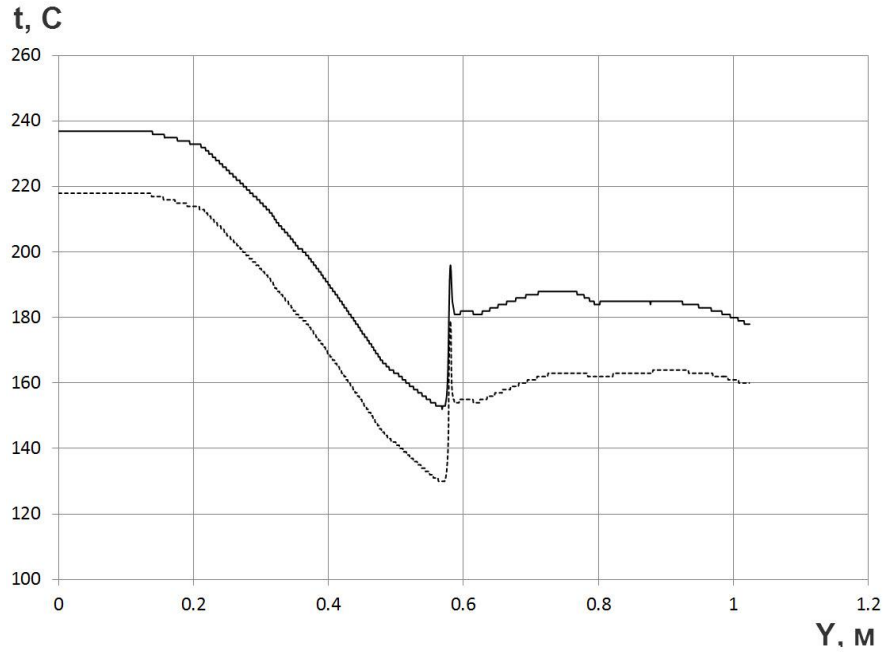


Рисунок 5.13 – Изменение температуры вдоль оси Y(по длине)

———————— - внутренняя сторона стенки

- - - -

Анализ результатов расчета позволяет сделать следующие выводы:

1. Так как камера имеет теплозащитное покрытие, температура стенки как со стороны газа, так и со стороны охладителя находится в допустимых пределах. Во время многочисленных испытаний НК-33 не выявлены дефекты, связанные с перегревом стенки камеры. Поэтому можно считать, что полученные результаты расчета достаточно достоверны.

2. В расчете методом конечных элементов теплообмена в каналах охлаждающего тракта нет необходимости в использовании коэффициента эффективности оребрения, так как отвод тепла с поверхности ребер и рубашки учитывается непосредственно.

3. В местах расположения ребер наблюдается усиленный теплоотвод, которому способствует значительная высота ребер и высокая теплопроводность материала. Поэтому в этих местах температура ниже, чем в промежутках между ребрами. Эта особенность остается незаметной при традиционных методах расчета.

В критическом сечении шаг ребер весьма мал (приблизительно 2мм) и температура стенки получилась меньше, чем в цилиндрической части камеры, где расстояние между ребрами значительно больше.

4. Керамическое теплозащитное покрытие позволяет заметно снизить температуру стенки. Однако следует иметь в виду, что керамическое покрытие может отслаиваться, поэтому в настоящее время рекомендуется применять никельхромовое покрытие [3].

5.5. Сопряжённое моделирование процессов течения охладителя и охлаждения корпуса камеры

Сопряжённый расчёт гидравлики и теплового состояния позволяет рассмотреть течение охлаждающей жидкости с учётом её подогрева, а также определить температуру стенок камеры сгорания.

Анализ проводился на цилиндрической части корпуса участке между сечениями 1-2 (см. рисунок 5.9, таблица 1).

В этом случае геометрическая модель включает в себя как объёмы твёрдого тела, так и объёмы жидкости (рисунок 5.15).

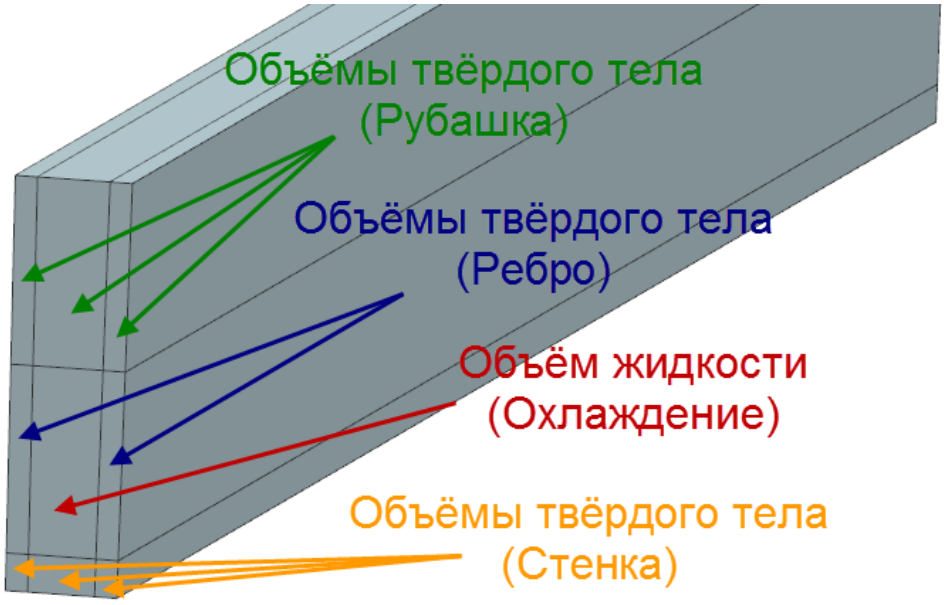
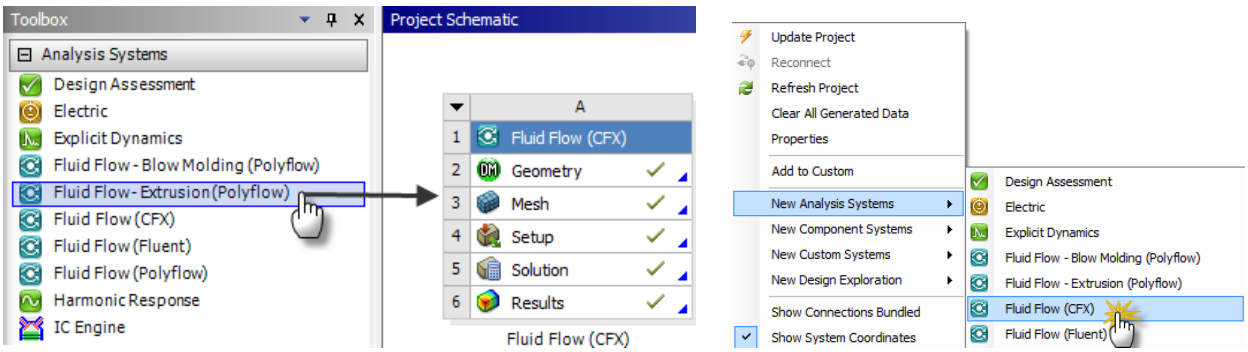


Рисунок 5.15 – Объёмная модель участка 1-2 камеры

5.5.1. Порядок построения совмещенной модели:

Создание нового проекта в ANSYS Workbench происходит путём перетаскивания Fluid Flow (CFX) в основное окно проекта из панели инструментов Analysis Systems (рисунок 5.16,а) или вызовом контекстного меню нажатием правой кнопкой мыши в пустом месте основного окна, и выбором Fluid Flow (CFX) в выпадающем списке New Analysis System (рисунок 5.16,б).

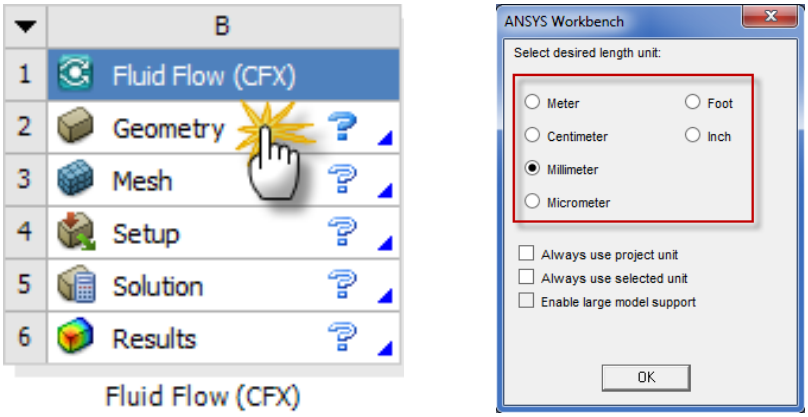


а) б)

Рисунок 5.16 – Создание проекта Fluid Flow (CFX)

Создание геометрии.

Для того чтобы создать или импортировать геометрическую модель необходимо войти во вкладку Geometry (рисунок 5.17а) и далее выбрать единицу измерения длины (рисунок 5.17б).



а) б)

Рисунок 5.17 – Вход в DesignModeler

Создание объёмной модели происходит непосредственно в Ansys Workbench, либо в любом другом CAD пакете, в котором он сохраняется в читаемый формат для Workbench. Импорт геометрии осуществляется следующем путём ГМ: File > Import External Geometry File ... После импорта необходимо сгенерировать геометрию командой Generate.

Далее рекомендуется для каждого твёрдого тела указать его тип (рисунок 5.18).

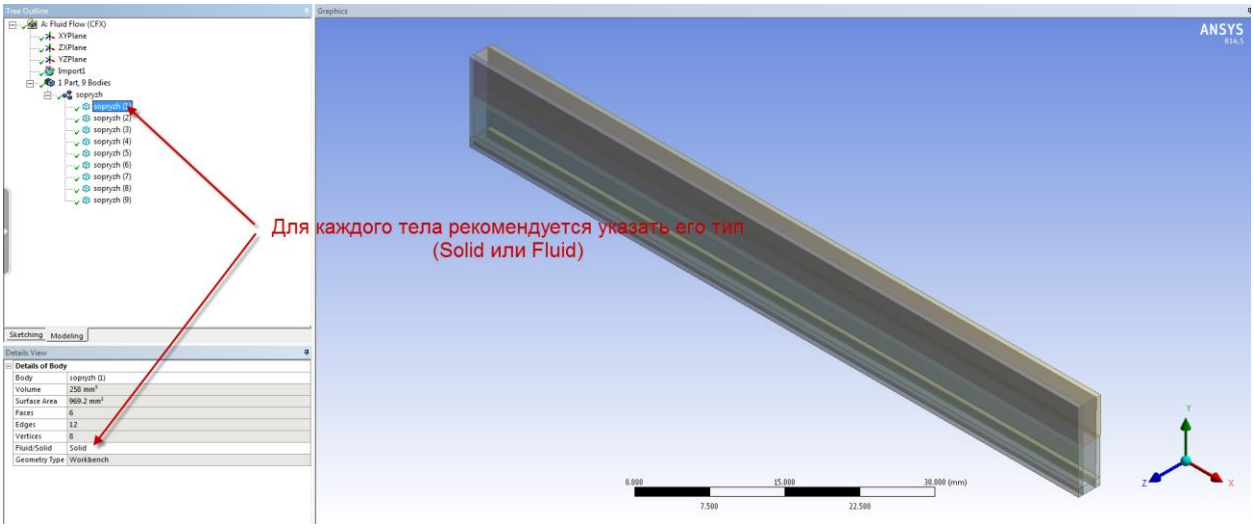


Рисунок 5.18 – Выбор типа тела

Построение конечно-элементной сетки

Геометрическая модель разбивается на конечные элементы в модуле Meshing. Запуск модуля ANSYS Mesh осуществляется двойным щелчком по Mesh. Геометрическая модель, созданная в DesignModeler, автоматически подгружается при запуске модуля.

Параметры сетки определяются во вкладке Mesh. Для этого необходимо её выбрать и в любом месте окна нажать правую кнопку мыши (рисунок 5.19). Возможные средства определения параметров сетки находятся во вкладке Insert.

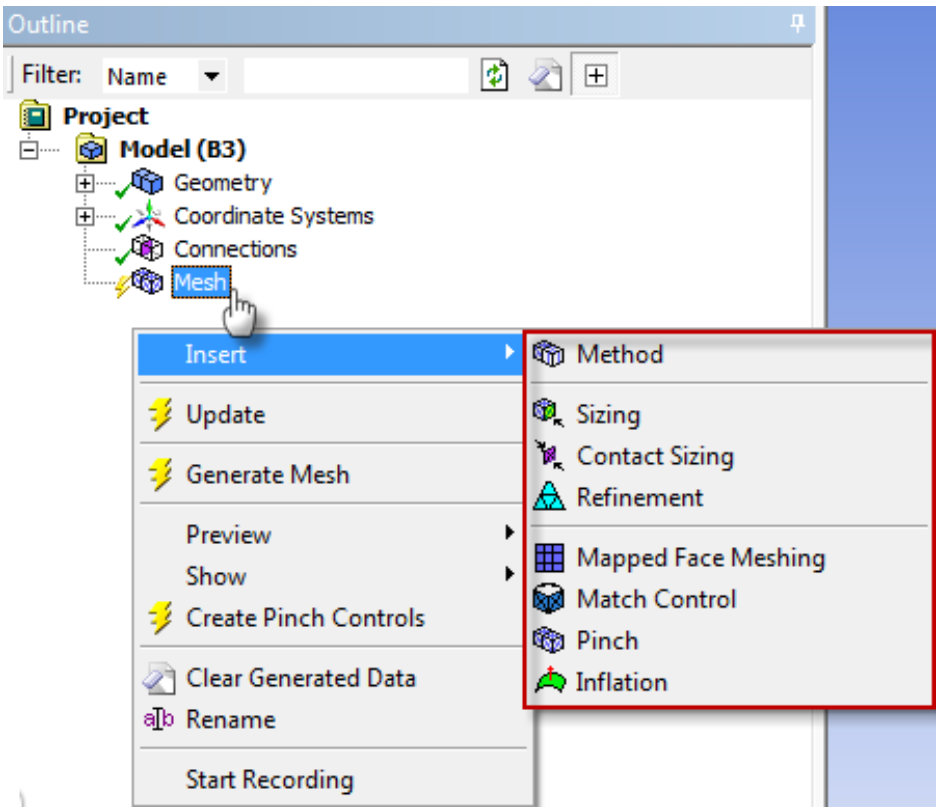


Рисунок 5.19 – Определение параметров сетки

В Details of “Mesh” в разделе Sizing необходимо определить размер элемента (рисунок 5.20).

Поскольку расчёт проводится на секторе модели, необходимо чтобы сетка на гранях симметрии совпадала. Этого можно достичь при помощи команды Match Control. Но прежде необходимо создать цилиндрическую систему координат с осью вращения Z (рисунок 5.21).

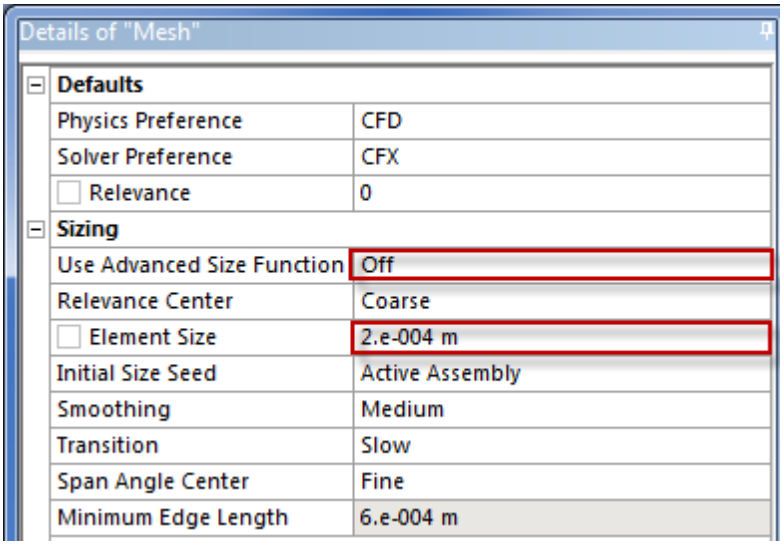
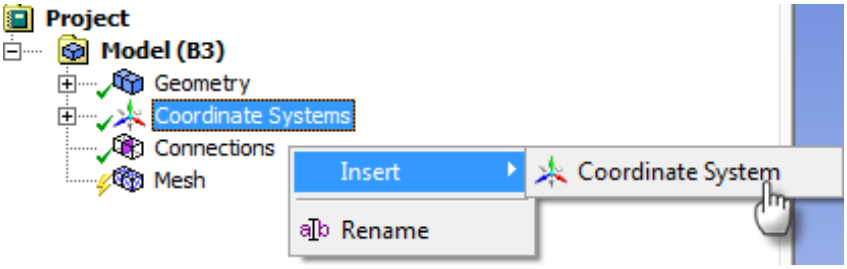
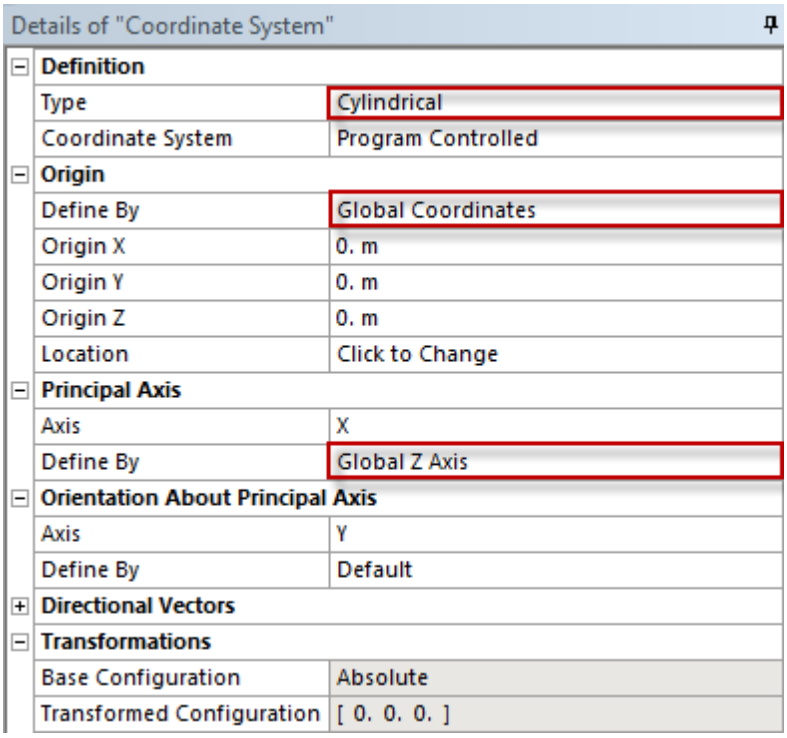


Рисунок 5.20 – Задание размера сетки



а)



б)

Рисунок 5.21– Создание цилиндрической системы координат

В функции Match Control необходимо определить грани циклической симметрии, тип Transformation и выбрать созданную цилиндрическую систему координат (рисунок 5.22).

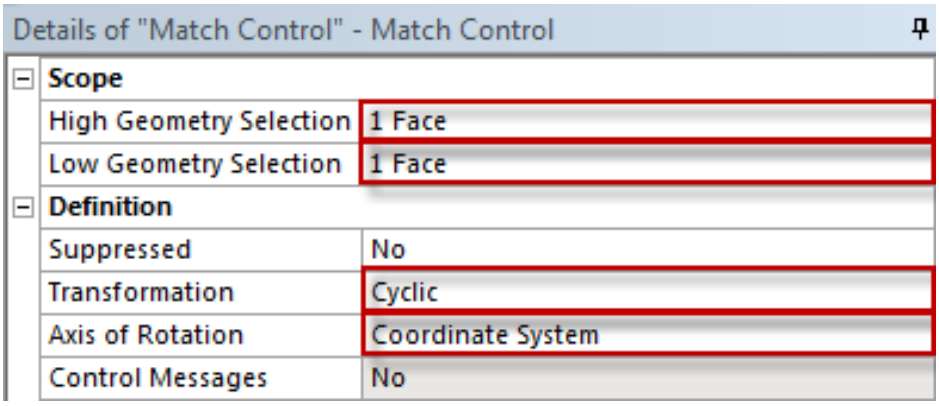


Рисунок 5.22 – Параметры Match Control

Геометрическая модель предварительно была разделена на параллелепипеды в CAD модуле для построения структурированной сетки методом Sweep (рисунок 5.23). Поскольку здесь также присутствует объём газодинамической области, на котором будет создаваться пристеночное сгущение сетки КЭ, необходимо выбрать грани источника Source, откуда будет происходить выдавливание.

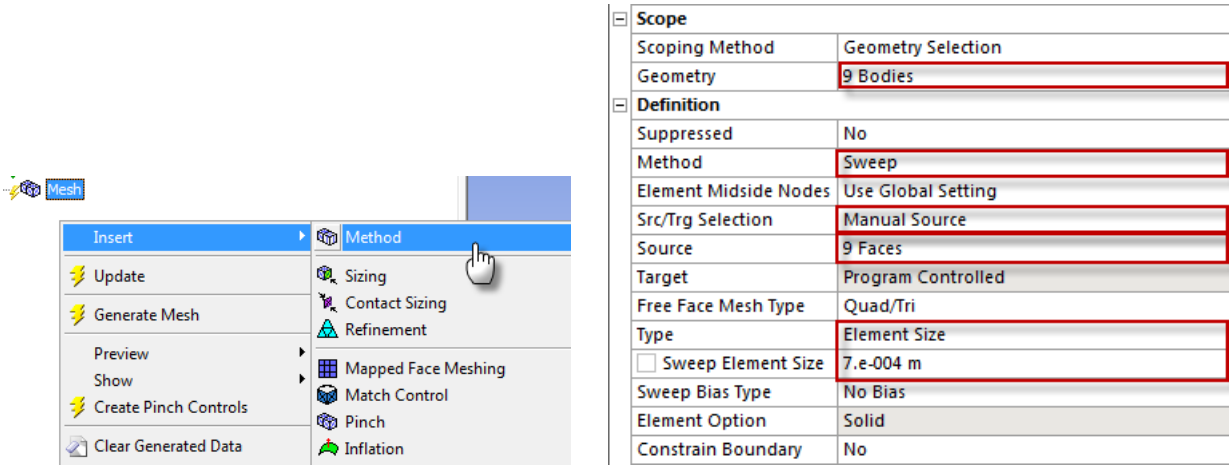
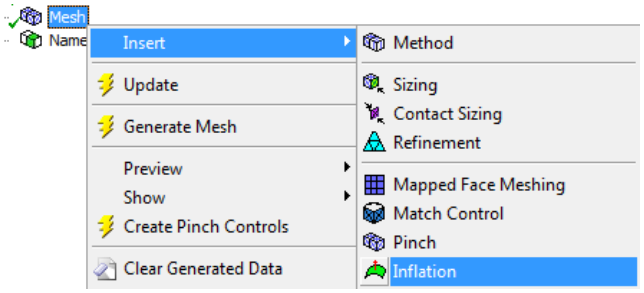


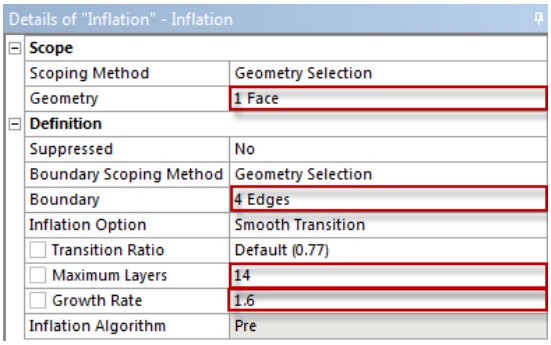
Рисунок 5.23 – Функции Sweep

В газодинамических моделях для корректного учёта взаимодействия потока со стенками необходимо построить пристеночный слой. Данное сгущение сетки

строится с помощью команды Inflation (рисунок 5.24). Поскольку сетка будет строиться методом Sweep инфляцию необходимо определить на ребрах, принадлежащих граням, определённых в параметрах Sweep как Source.

В Details of “Inflation” необходимо определить параметры пристеночного слоя, такие как, например, количество слоёв и степень роста или другие.

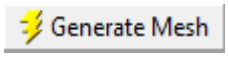




а) б)

Рисунок 5.24 – Функция Inflation

В случае необходимости можно использовать другие параметры определения сетки, например, такие как Sizing, позволяющий задать размер или количество конечных элементов на геометрических элементах (ребро, грань, объём).

После определения всех параметров сетки необходимо нажать кнопку 

и создать конечно-элементную модель (рисунок 5.25).

После построения сетки необходимо проверить качество её элементов. Это осуществляется в Details of “Mesh” в разделе Statistics.

Наиболее важными факторами сетки для Fluent являются:

- Skewness (скошенность), определяется для quad и hexa сеток по следующей формуле

$$Skewness = \max\left[\frac{\Theta_{\max} - \Theta_e}{180 - \Theta_e}, \frac{\Theta_e - \Theta_{\min}}{\Theta_e}\right],$$

где Θ_e составляет для quad и hexa элементов составляет 90. Идеальная величина 0.

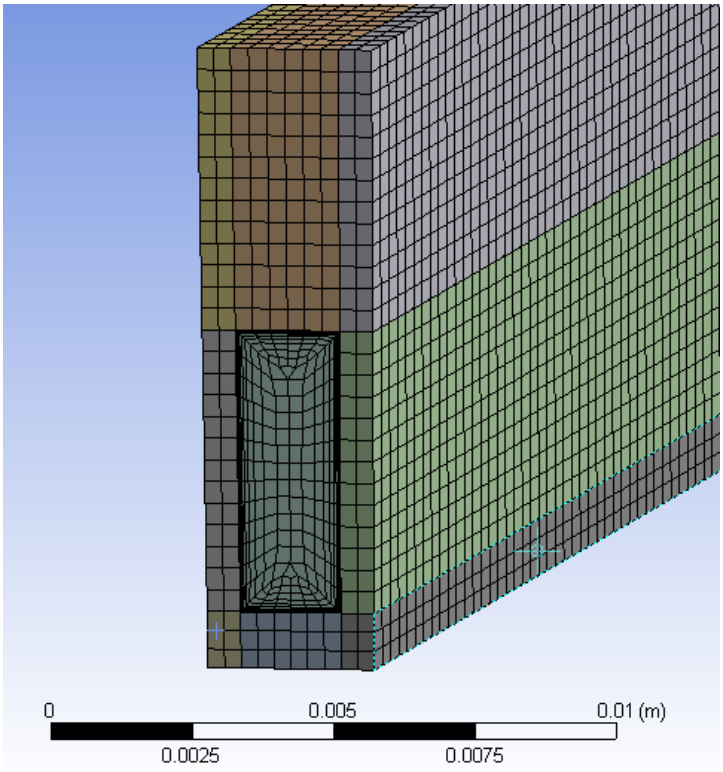


Рисунок 5.25 – Конечно-элементная модель сектора камеры сгорания

-Aspect Ratio (соотношение сторон), равное отношению длиной стороны элемента к короткой стороне (идеальная величина – 1).

Рекомендуются следующие ограничения для данных факторов:

- Для Skewness:

Для Hexa, Tri и Quad: должен быть меньше 0.8

Для tetrahedral: должен быть меньше 0.9.

Необходимо стараться держать максимальное значение skewness менее 0.95.

- Для Aspect Ratio:

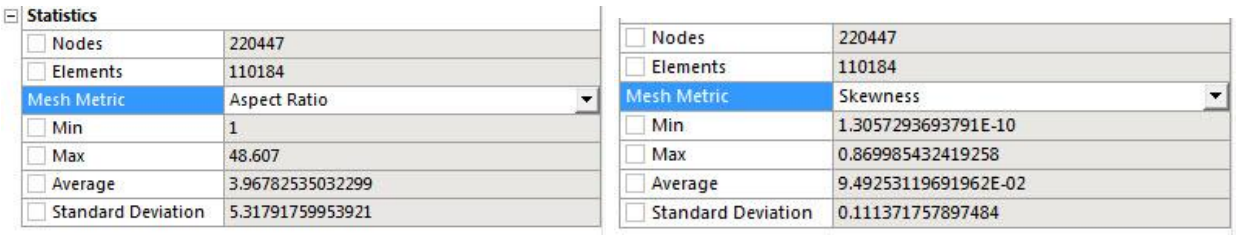
Должен быть меньше 40, но это зависит от характеристик потока

Больше 50 допускается для слоёв inflation.

На рисунке 5.26 отображены факторы, отображающие качество сетки для данной модели.

Настройка расчётной модели в Ansys CFX-Pre

Запуск модуля ANSYS CFX-Pre осуществляется двойным щелчком левой кнопки мыши по вкладке Setup.



Statistics	
Nodes	220447
Elements	110184
Mesh Metric	Aspect Ratio
Min	1
Max	48.607
Average	3.96782535032299
Standard Deviation	5.31791759953921

Nodes	220447
Elements	110184
Mesh Metric	Skewness
Min	1.3057293693791E-10
Max	0.869985432419258
Average	9.49253119691962E-02
Standard Deviation	0.111371757897484

Рисунок 5.26 – Факторы, определяющие качество сетки

В меню Analysis Type выбирается стационарный анализ (Steady State).

Следующим шагом необходимо создать модели материалов стенки, рёбер и рубашки камеры сгорания. Рубашка выполнена из прочной коррозионностойкой стали ЭИ-654. Ребра и стенка выполнены из хромистой бронзы БрХ0,8.

Для проведения теплового расчёта необходимо задать свойства теплопроводности и теплоёмкости, зависимые от температуры. На первом этапе необходимо создать пользовательскую функцию f_x (ГМ: Insert > Expressions, Functions and Variables > User Function). Вводиться её имя (например, для теплоёмкости – C1). Далее заполняются поля в Details of C1 по примеру, представленному на рисунке 5.27.

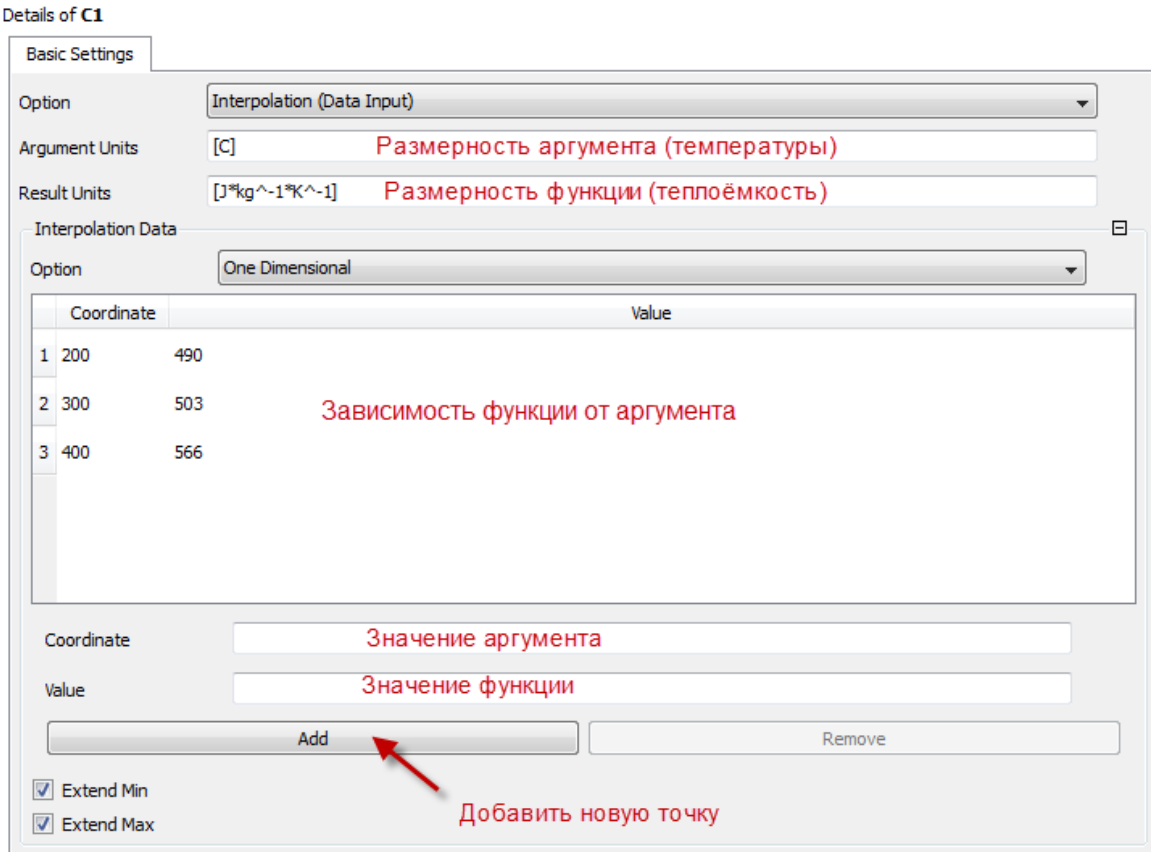


Рисунок 5.27 – Создание функции теплоёмкости от температуры

Аналогично создаётся пользовательская функция для теплопроводности (рисунок 5.28).

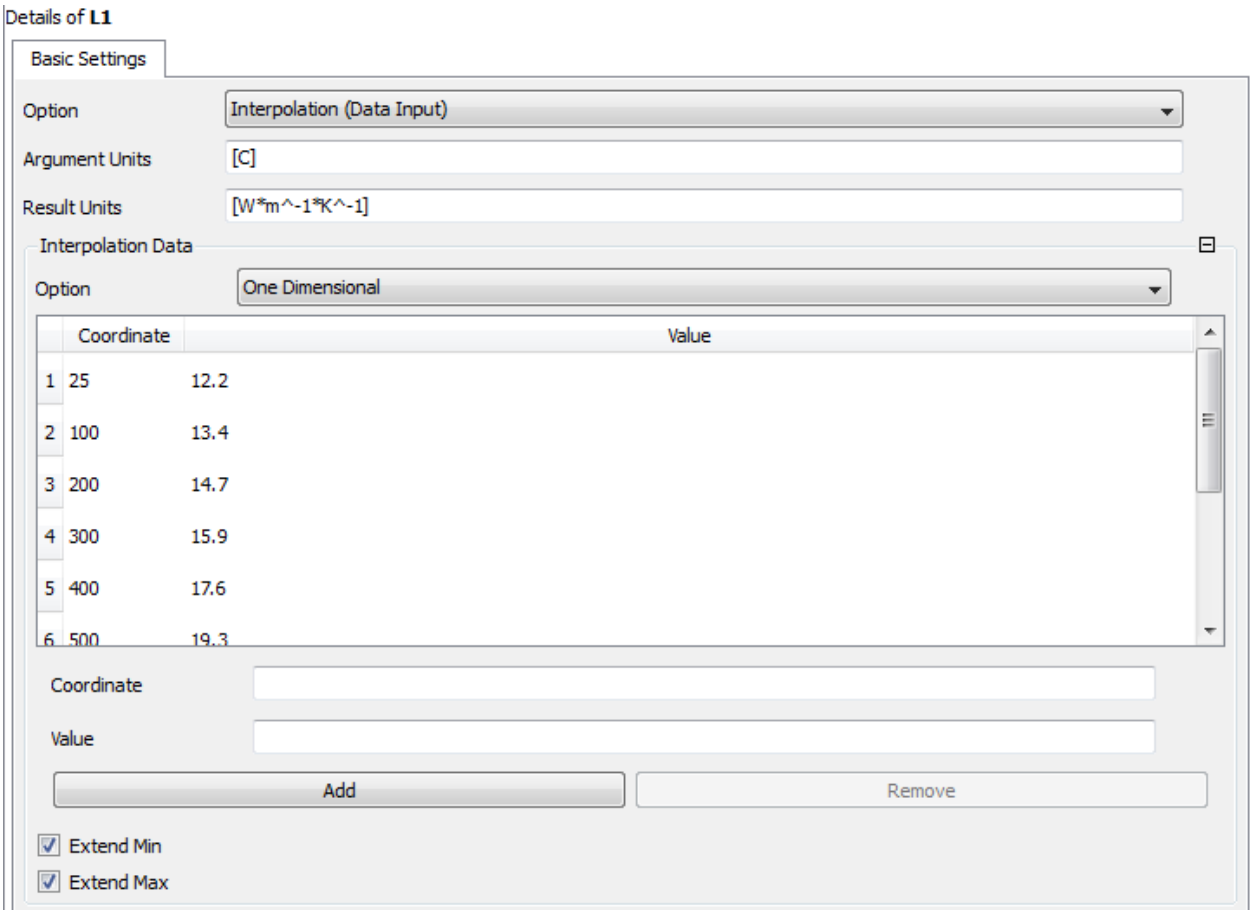


Рисунок 5.28 – Создание функции теплопроводности от температуры

После создания функции необходимо определить выражение (ГМ: Insert > Expressions, Functions and Variables > Expression). Вводится его имя (например, для функции C1 введём имя CC1). Далее в поле Details of CC1 необходимо правым щелчком мыши вызвать контекстное меню и в пути показанном на рисунке 15 выбрать нами созданную функцию C1. Далее необходимо указать, что теплоёмкость является функцией от температуры. Для этого нужно вести в круглых скобках Temperature (рисунок 5.29). Для теплопроводности аналогично.

Следующим шагом создаётся новый материал (ГМ: Insert > Material). В окне Basic Settings необходимо поставить галочку напротив Thermodynamic State и выбрать в появившемся выпадающем меню вкладку Solid (рисунок 5.30, а). Во вкладке Material Properties необходимо задать плотность, поставить галочку напротив Specific Heat Capacity и ввести выражение теплоёмкости CC1 и поста-

вить галочку напротив Thermal Conductivity и ввести выражение теплопроводности LL1 (рисунок 5.30,б).

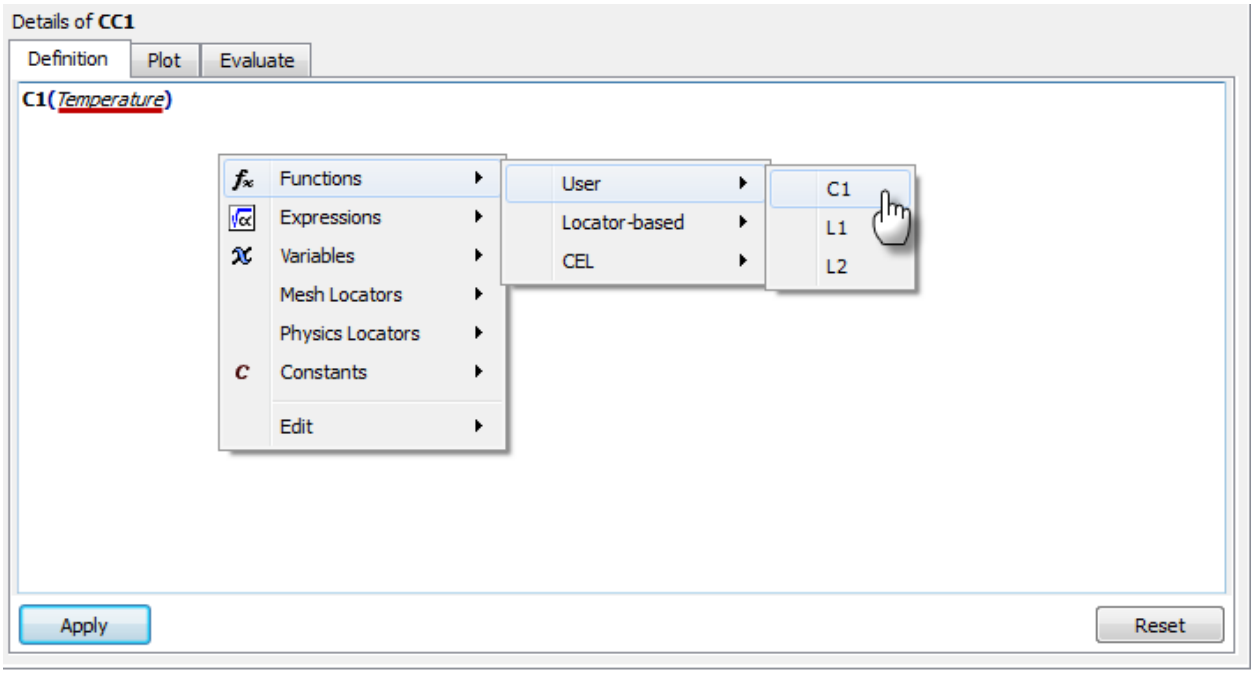
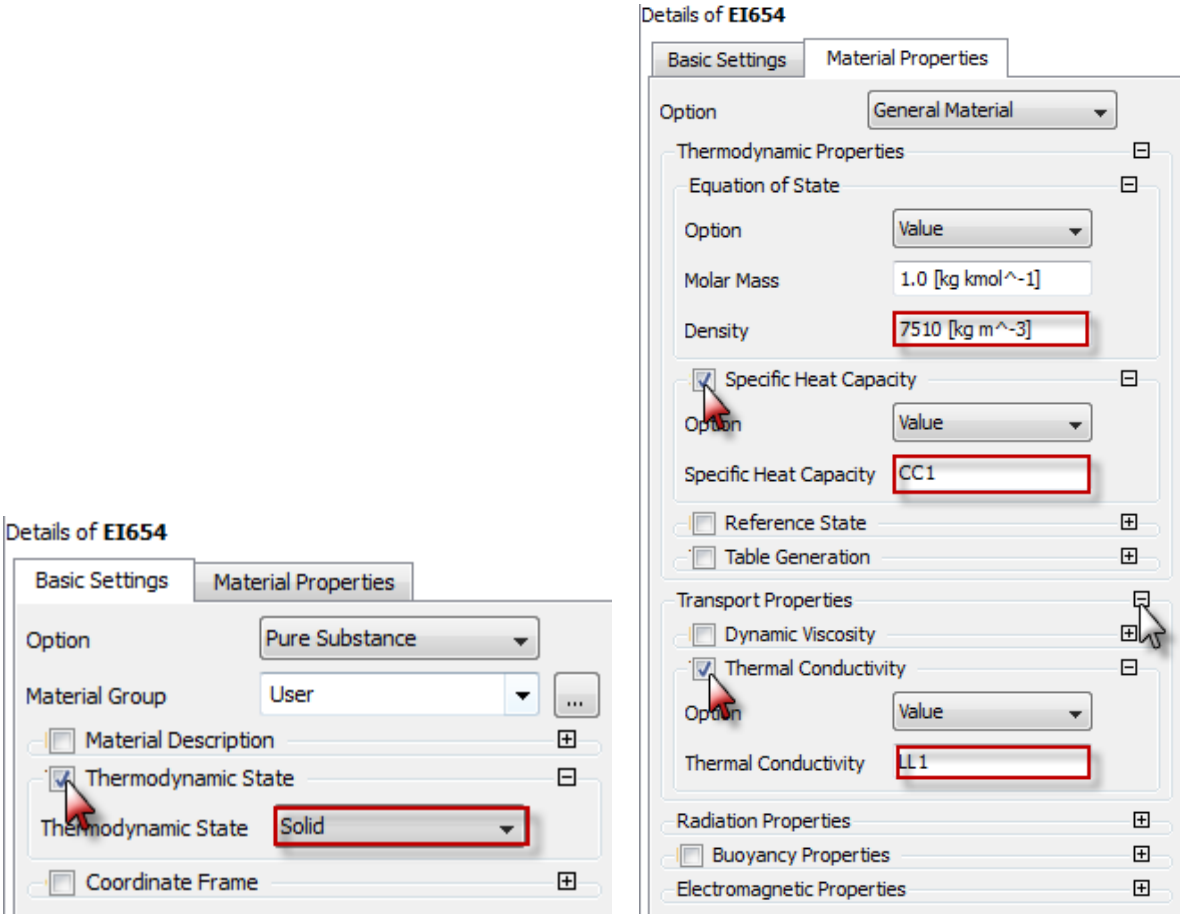


Рисунок 5.29– Определение выражения



а) б)

Рисунок 5.30 – Заполнение свойств материала ЭИ654

Аналогично создаётся материал для стенки и рёбер БрХ0,8.

В качестве материла охлаждающей жидкости будем использовать JetA Liquid. Для его использования необходимо импортировать его из библиотеки, следуя порядку, изображённому на рисунке 5.31.

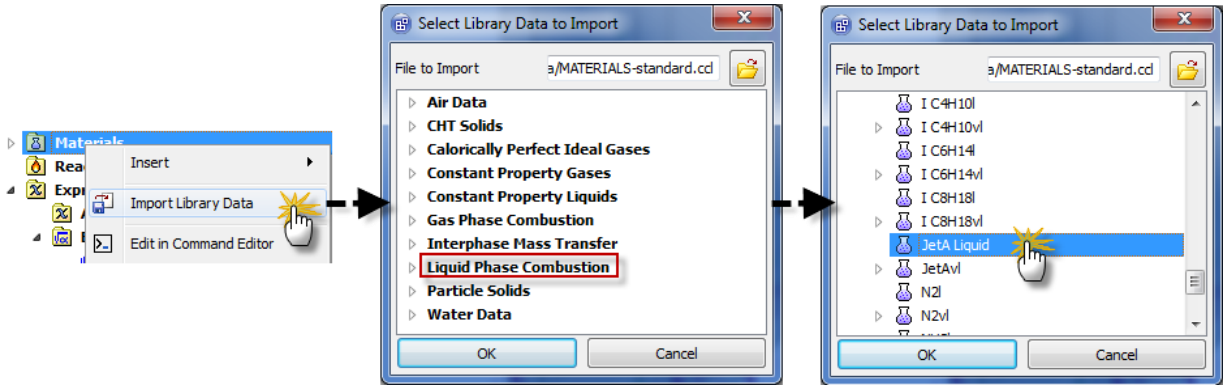


Рисунок 5.31 – Импорт материала из библиотеки

Следующий шаг заключается в создании доменов из тел (ГМ: Insert > Domain). Всего в данном случае создаётся следующих 4 домена (рисунок 5.32):

-Ohlazhdenie

-Rebro

-Rubashka

-Stenka

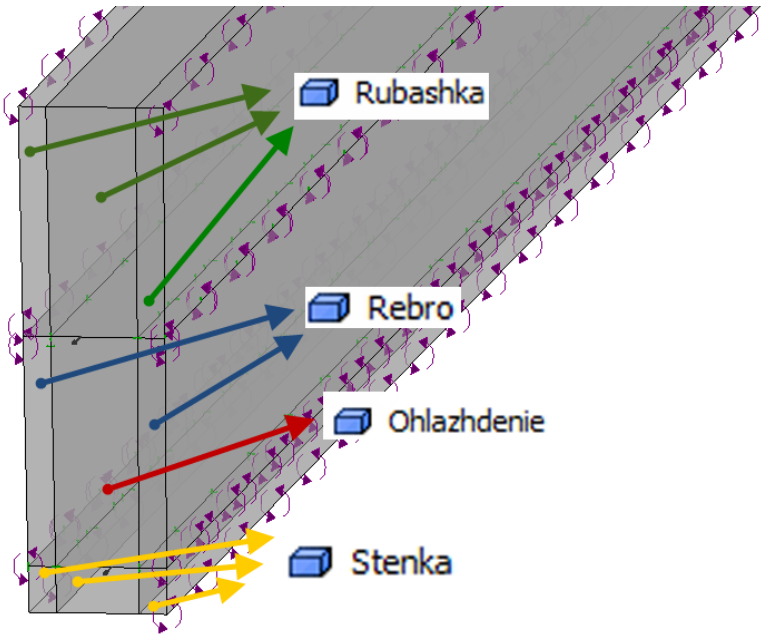


Рисунок 5.32 – Домены расчётной модели

Для доменов типа Fluid необходимо выбрать и указать данные, показанные на рисунке 5.33.

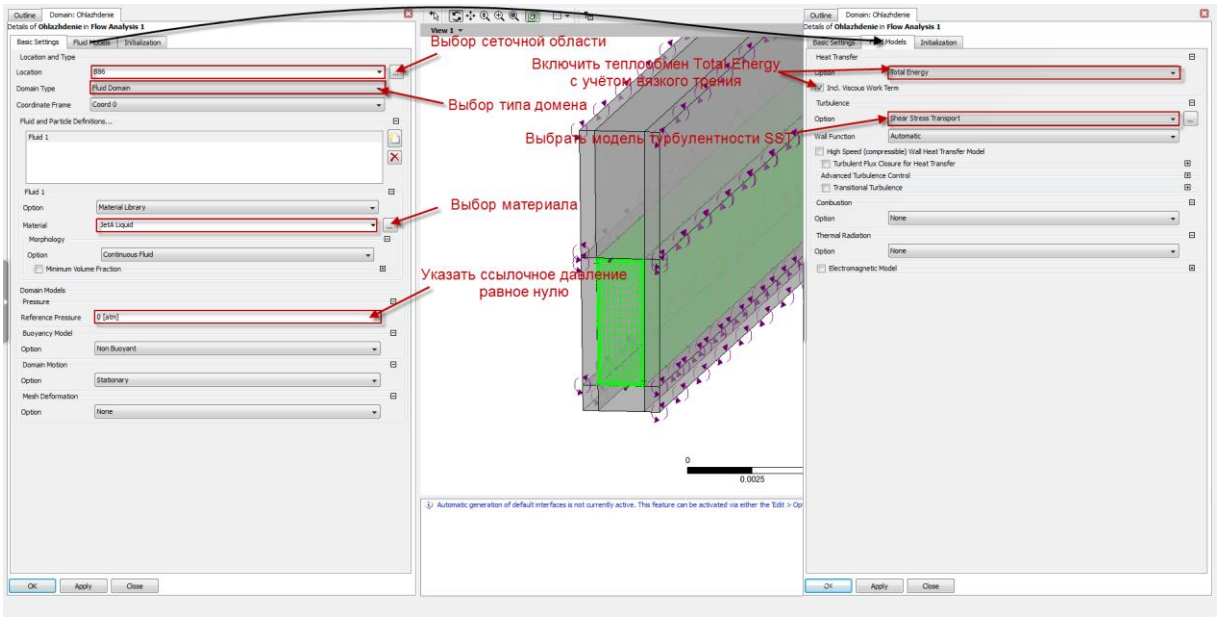


Рисунок 5.33 – Определение параметров домена Ohlazhdenie

Для доменов типа Solid необходимо выбрать и указать данные, показанные на рисунке 5.34.

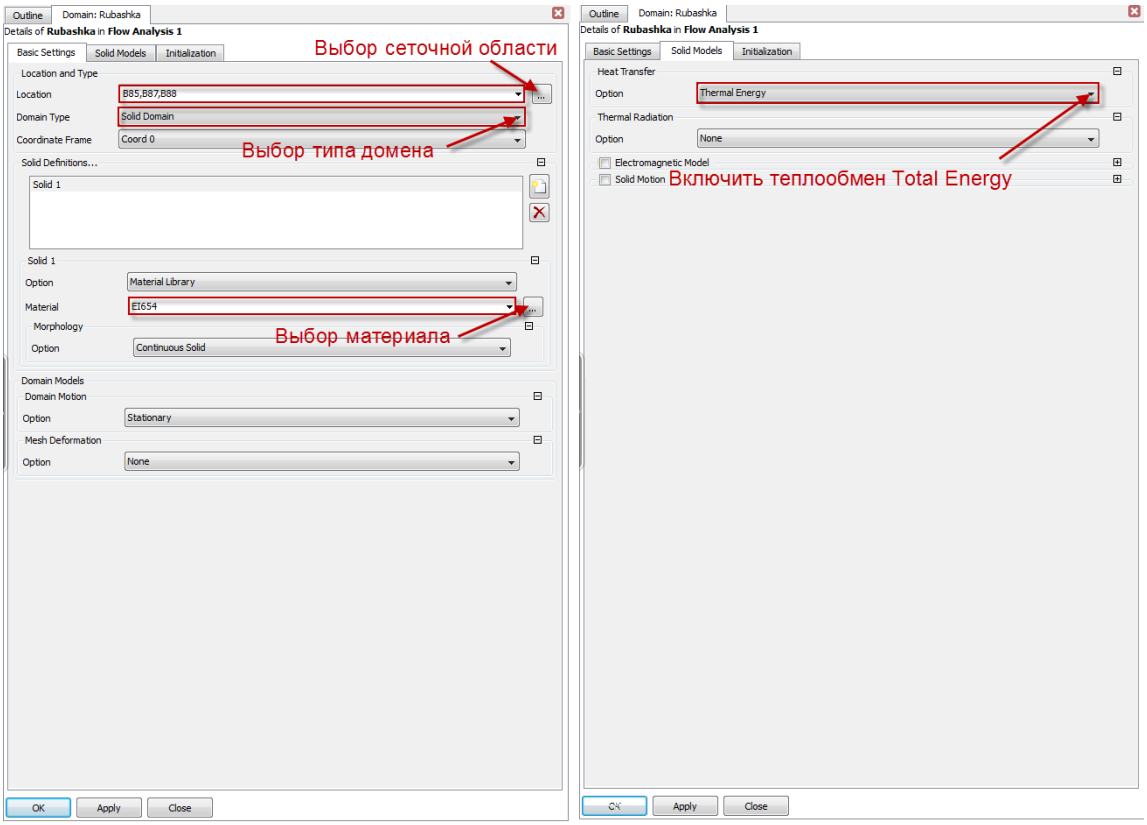


Рисунок 5.34 – Определение параметров домена Rubashka

5.5.2. Граничные условия для совмещённой модели

После создания доменов на их грани накладываются граничные условия (ГМ: Insert > Boundary). Для неопределённых граней доменов автоматически создаётся условие непроницаемой адиабатное стенки.

Для домена типа Fluid нужно задать граничные условия на входе и на выходе из канала. Ниже представлены все допустимые в ANSYS CFX комбинации граничных условий в порядке уменьшения устойчивости:

1. Наиболее устойчивое: скорость или массовый расход на входе, статическое давление на выходе. Полное давление на входе получается в результате расчёта.
2. Устойчивое: полное давление на входе, скорость или массовый расход на выходе. Статическое давление на выходе и скорость на входе получаются в результате расчёта.
3. Чувствительное к начальным условиям: полное давление на входе, статическое давление на выходе. В результате расчёта определяется массовый расход.
4. Очень не надёжное: статическое давление на входе и статическое давление на выходе. Не рекомендуется использовать такую комбинацию ГУ, т.к. полное давление на входе и массовый расход оба являются результатом расчёта (граничные условия очень слабо определяют систему).
5. Невозможное: полное давление не может быть задано на выходе.

В данном расчёте была выбрана наиболее устойчивая комбинация граничных условий: на входе был задан массовый расход (рисунок 5.35), а на выходе статическое давление (рисунок 5.36).

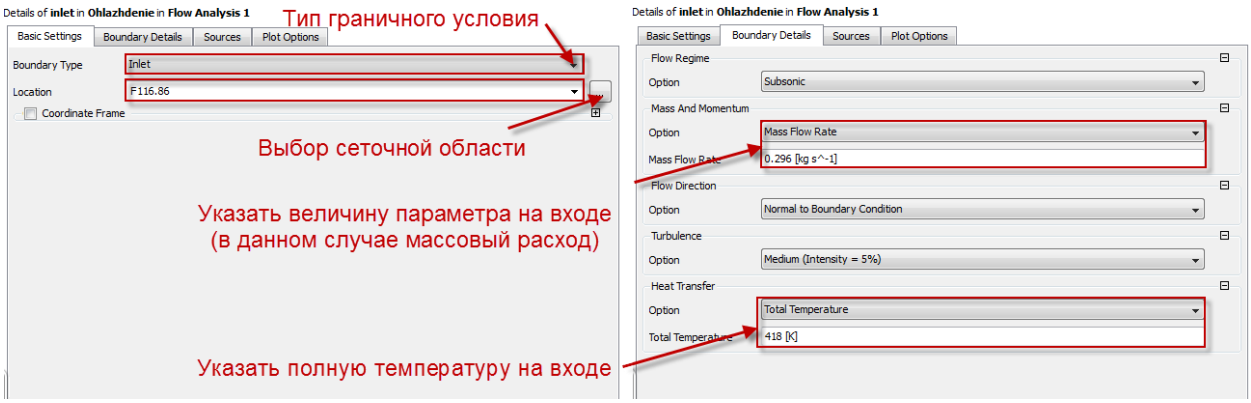


Рисунок 5.35 – Граничное условие Inlet домена Ohlazhdenie

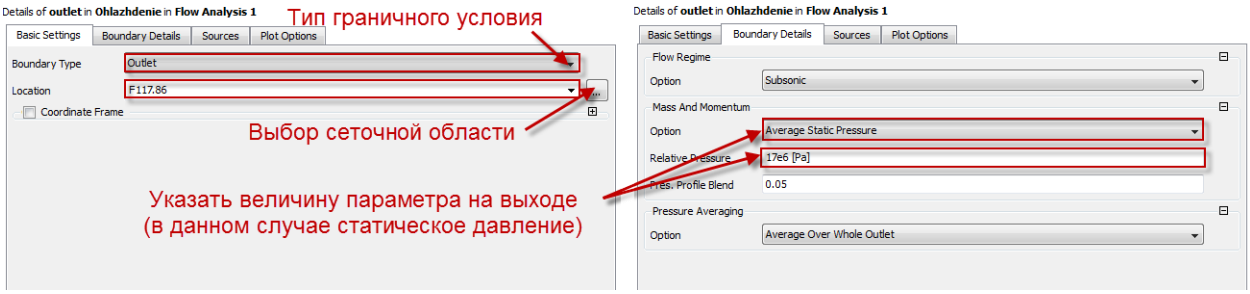


Рисунок 5.36 – Граничное условие Outlet домена Ohlazhdenie

В домене Stenka было наложено граничное условие со стороны газа, определяющее вынужденный конвективный теплообмен (рисунок 5.37).

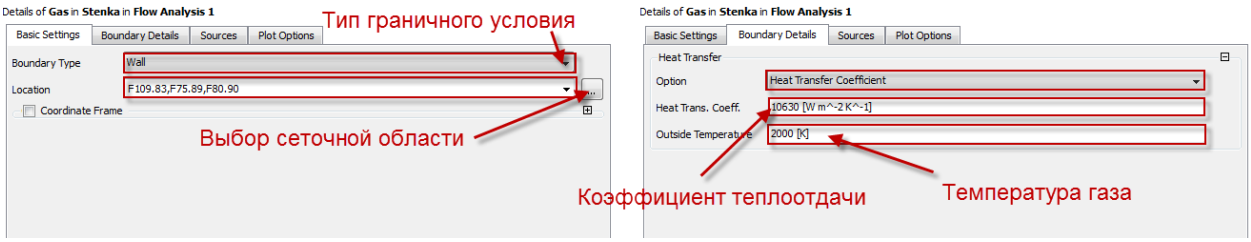


Рисунок 5.37– Граничное условие Wall домена Stenka

Следующий этап заключается в создании интерфейсов (ГМ: Insert > Domain Interface), которые служат для передачи данных между областями.

Создадим интерфейс, моделирующий периодичность сектора (рисунок 5.38). Поскольку в данной модели свойство периодичности присуще только к твёрдым телам, поэтому выбирается тип интерфейса Solid Solid. Далее выбирают-

ся домены и принадлежащие к ним грани, на которые будет накладываться условие периодичности. Выбирается опция Rotational Periodicity и ось вращения.

Для проведения сопряжённого теплового анализа необходимо создать интерфейсы между жидкостью и твёрдым телом, передающие тепловую нагрузку (рисунок 5.39). Эти интерфейсы нужно создать для каждой пары граней.

Поскольку данная модель для построения структурированной сетки была предварительно разделена на части встаёт вопрос о взаимодействии прилегающих друг к другу частей. В случае, когда создаётся домен для, например, трёх тел (как было сделано для домена Rubashka), то в этом случае интерфейсы взаимодействия тел внутри домена создавать нет необходимости. В случае, когда происходит взаимодействие двух отдельных доменов (взаимодействие между рубашкой и ребром или стенкой и ребром), как правило, происходит автоматическое создание Solid Solid интерфейсов.

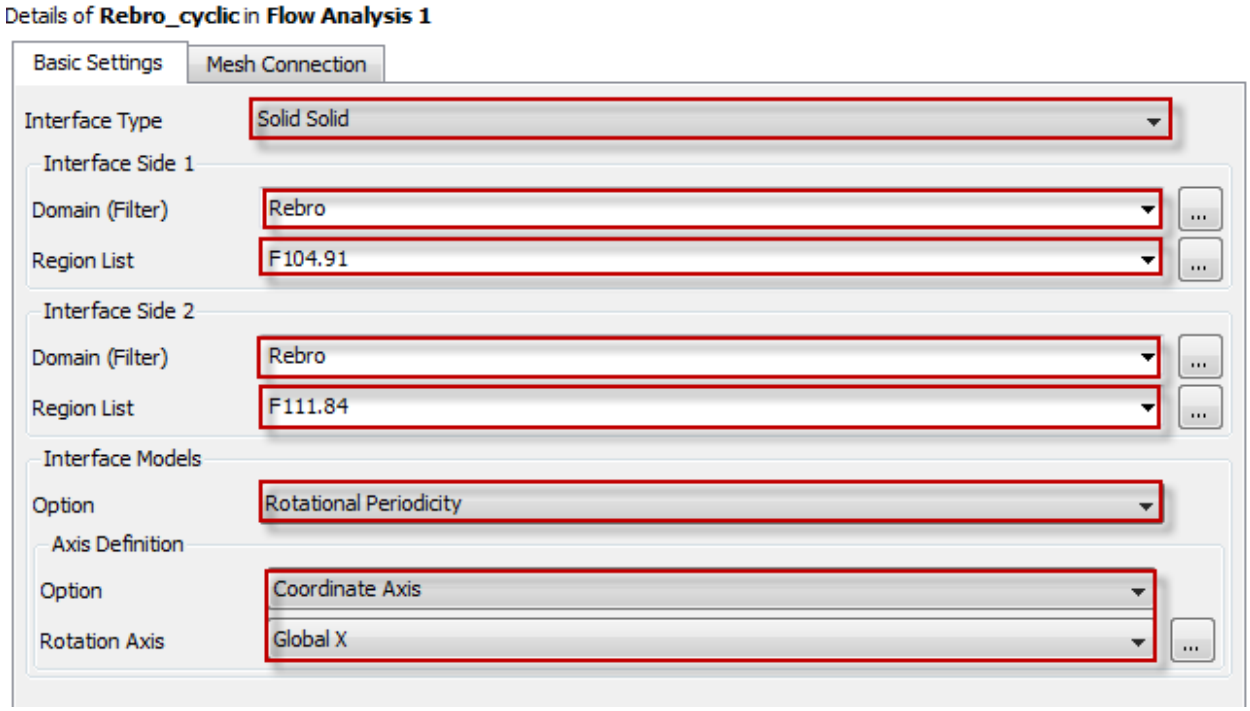


Рисунок 5.38 – Создание интерфейса периодичности

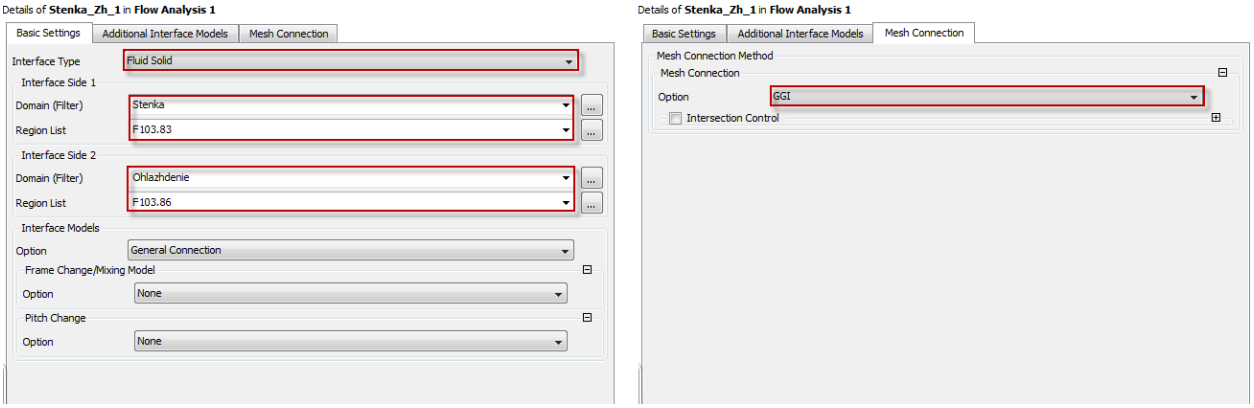


Рисунок 5.39 – Создание интерфейса между жидкостью и твёрдым телом.

На последнем шаге в Ansys CFX-Pre необходимо настроить опции решателя (ГМ: Insert > Solver > Solver Control). На рисунке 5.40 показано, что необходимо выбрать порядок точности решения, критерии остановки расчёта (максимальное количество итерации или уровень невязок), а также ввести настройки масштаба времени. Величину Timescale фактора рекомендуется сначала устанавливать заниженной, а далее при установлении невязок постепенно повышать вплоть до 10.

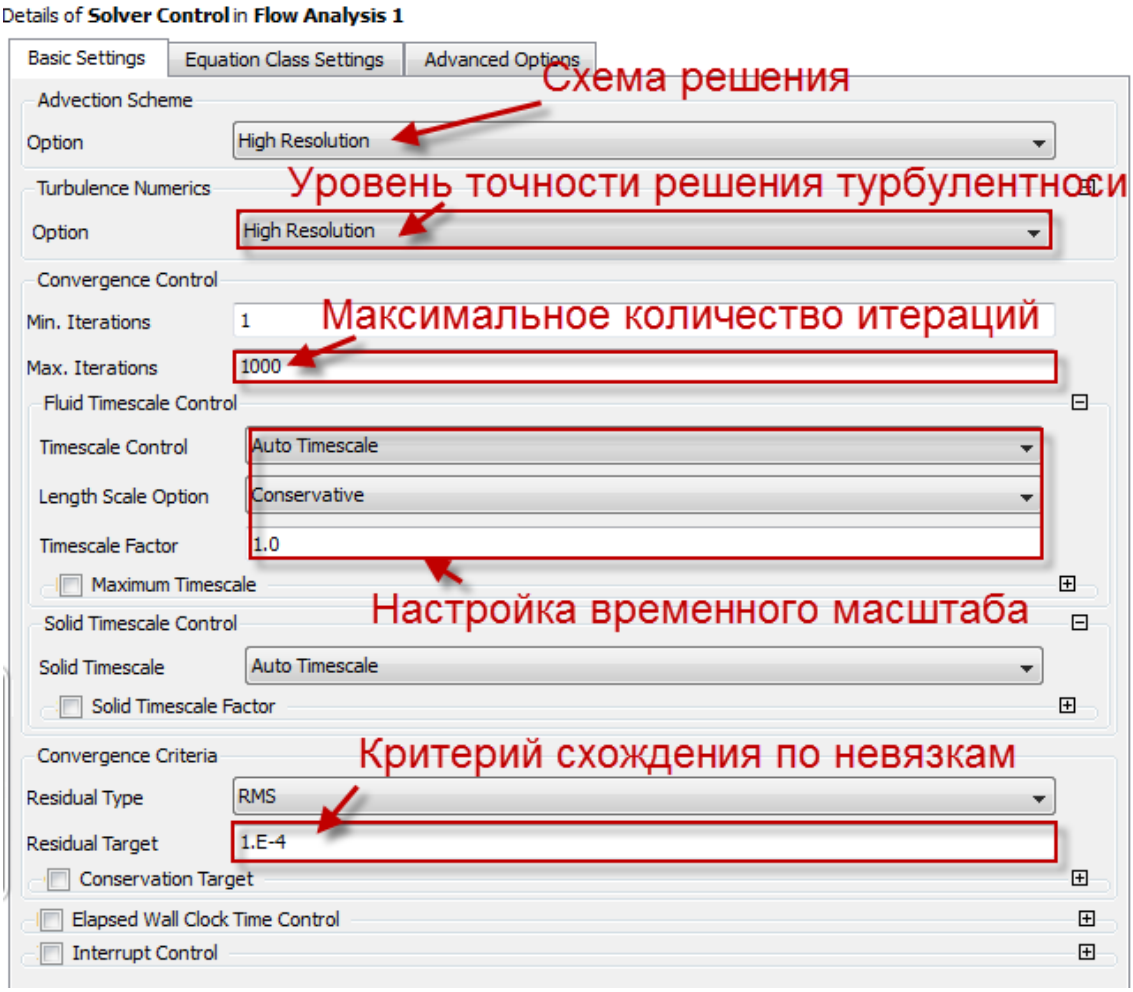


Рисунок 5.40 – Details of Solver Control

Далее сохраняем расчётную модель и выходим из Ansys CFX-Pre.

5.5.3. Расчёт и анализ результатов

Решатель запускается в модуле ANSYS CFX-Solver Manager. Запуск модуля ANSYS CFX-Solver Manager осуществляется двойным щелчком мыши по Solution.

После необходимо определить параметры решения (рисунок 5.41). Устанавливаются параметры инициализации, алгоритм распараллеливания и количество расчётных ядер.

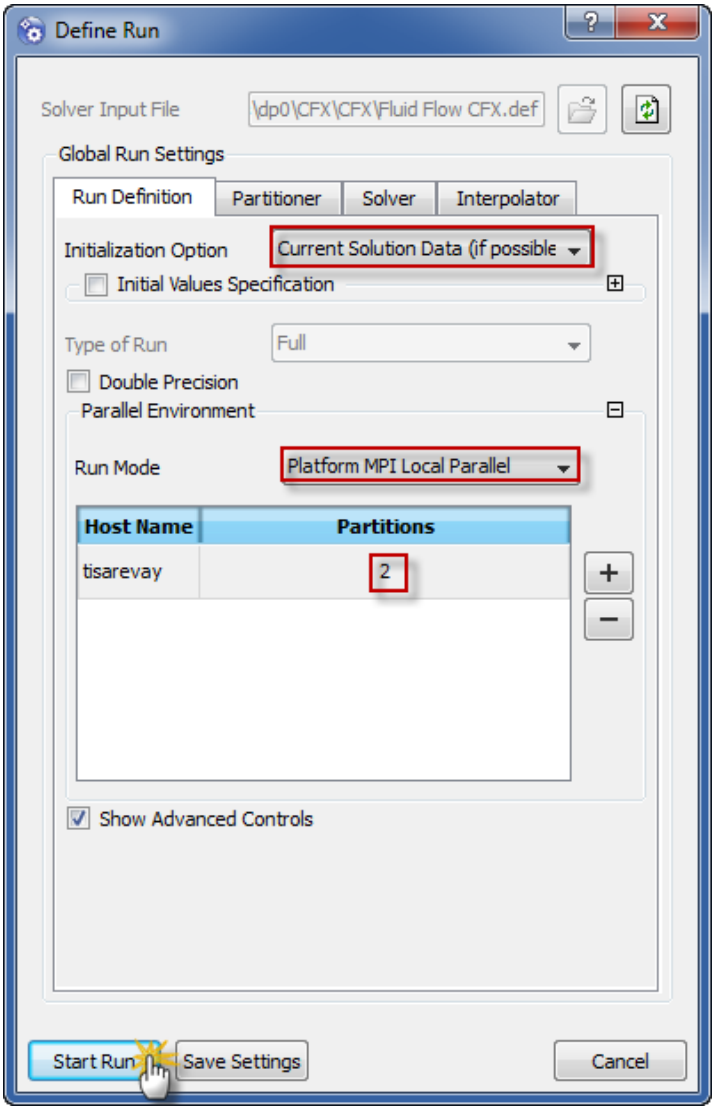


Рисунок 5.41 – Настройки параметров решения

Запуск решения осуществляется нажатием кнопки Start Run.

После того, как невязки будут стабилизироваться, следует повысить значение Timescale Factor. Это можно осуществить при помощи команды Dynamically edit setting of the run in progress (рисунок 5.42).

Завершение расчёта происходит автоматически при достижении уровня указанных невязок, либо установленного максимального числа итераций. При завершении расчёта создаётся файл результатов *.res.

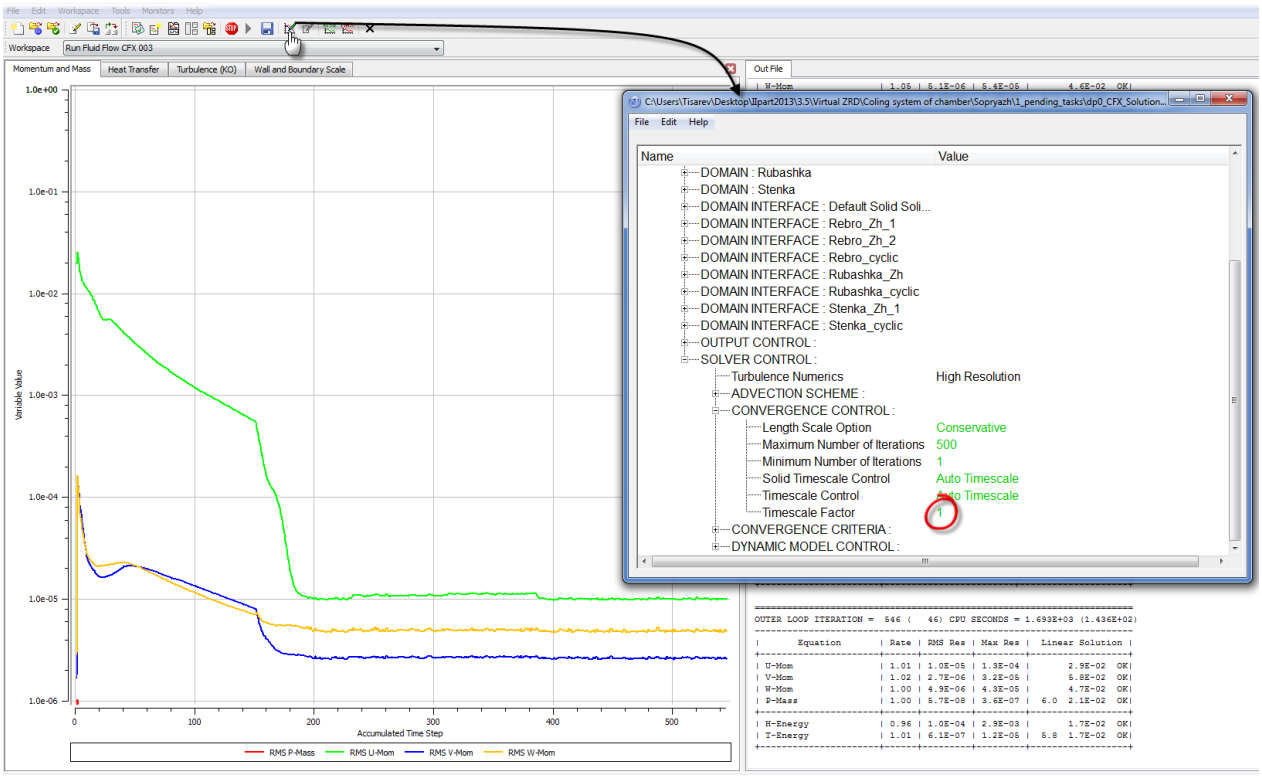


Рисунок 5.42 – Динамическое изменение параметров расчёта

Постпроцессор запускается в модуле CFD-Post. Запуск модуля CFD-Post осуществляется двойным щелчком мыши по Results.

Модуль постпроцессора позволяет отображать результаты в виде контуров, векторов, линий тока и др. на имеющихся геометрических объектах, либо на созданных вспомогательных геометрических объектах. Доступ к данным инструментам можно получить по следующему пути ГМ: Insert. Также можно проводить вычисление интегральных параметров характерных сечений при помощи функции калькулятора (ГМ: Tools > Function Calculator).

Результаты расчёта показаны на рисунках 5.43-5.44.

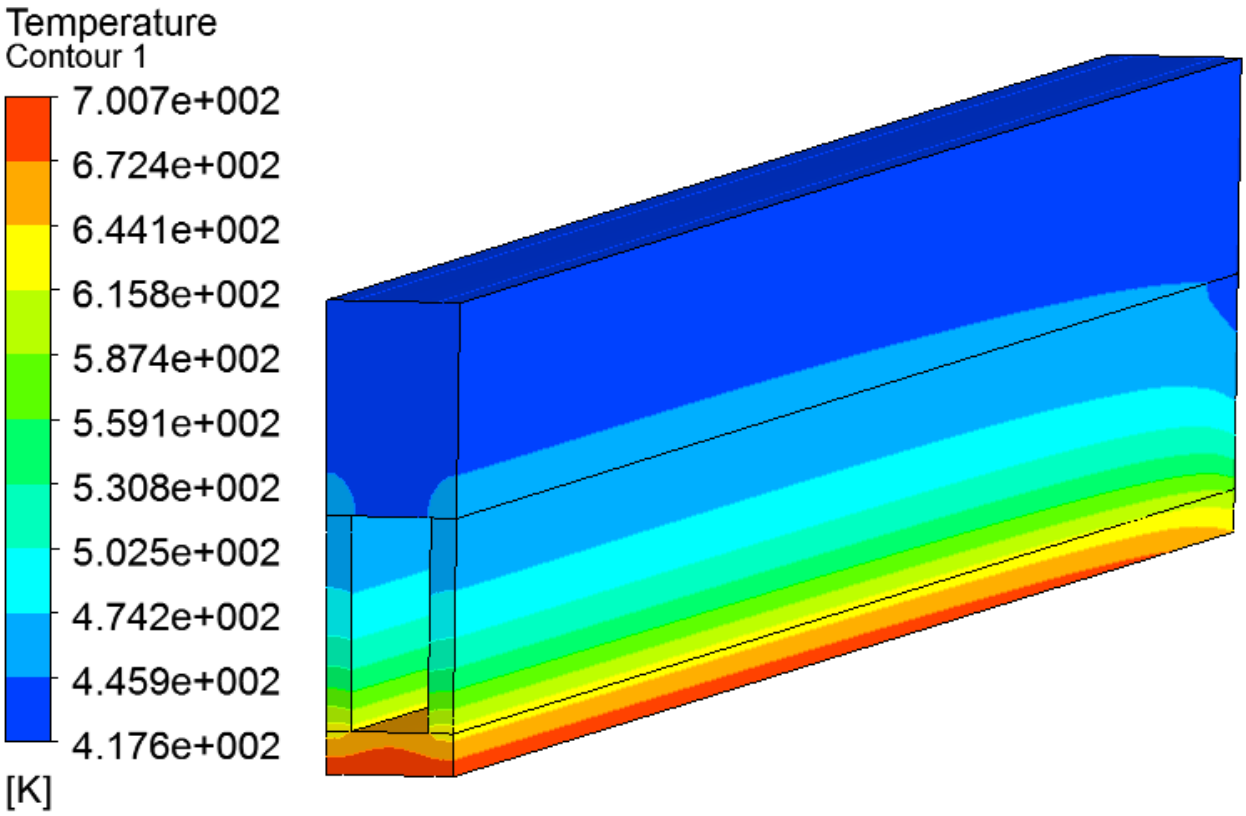


Рисунок 5.43 - Температуры стенок камеры сгорания

Температура корпуса на рисунке 5.43 приведена для случая, когда на стенке отсутствует теплозащитное покрытие. Из сравнения с рисунками 5.10а,б видно, что результаты расчетов идентичны - стенка по толщине нагрета неравномерно, слой материала, соприкасающийся с газом, имеет температуру 440-470°С, со стороны охладителя – 380-400°С. Температура рубашки находится на уровне 170-200°С.

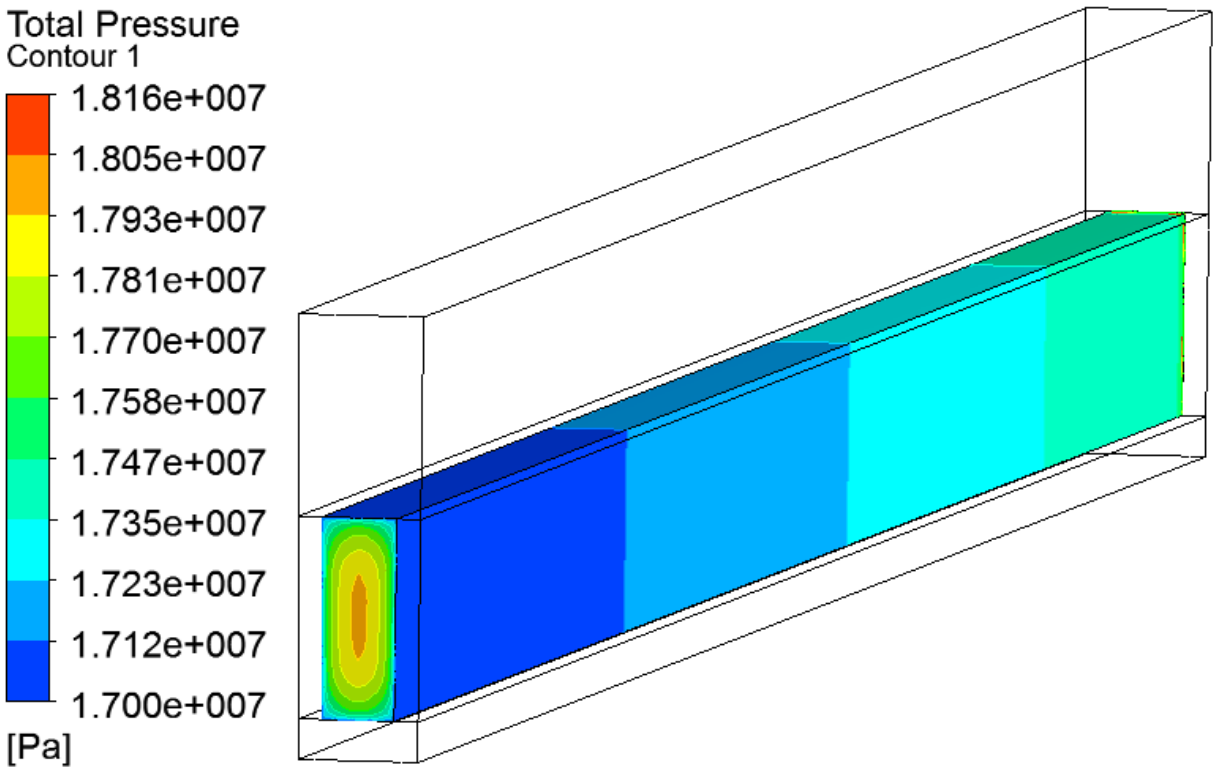


Рисунок 5.44 – Полное давление в охлаждающем канале

На рисунке 5.44 видно, как падает полное давление охладителя от сечения 2 (с правой стороны рисунка) к сечению 1 (от 174 до 171МПа).

Также могут быть выведены и определены другие параметры охладителя – его скорость и температура.

Таким образом, разработанный совмещённый расчет позволяет одновременно проводить гидравлический расчет в каналах тракта и определять температурное состояние стенок корпуса камеры.

6. Моделирование напряженно-деформированного состояния стенок камеры ЖРД

6.1. Формирование численной модели элементов корпуса

Расчёт напряжённо-деформированного состояния (НДС) элементов корпуса камеры проводится на модели, которая уже использовалась для анализа её температурного состояния. Однако, для расчёта НДС необходимо внести в модель следующие изменения:

- преобразовать тепловые типы конечных элементов в структурные;
- удалить тепловые СР связи и создать новые, задающие равенство угловых координат на противоположных узлах, принадлежащих граничным граням;
- дополнить физические свойства материалов.

Преобразование тепловых типов конечных элементов в структурные

Для преобразования тепловых элементов SOLID70 и SURF152 в структурные можно воспользоваться командой Switch Elem Type (Preprocessor > Element Type > Switch Elem Type). Далее в графе Change element type выбрать Thermal to Struc (рисунок 6.1).

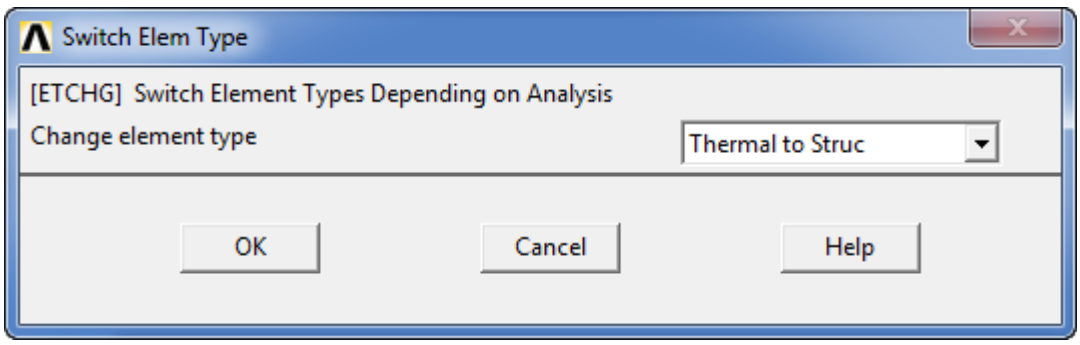


Рисунок 6.1 – Окно Switch Elem Type

В результате выполнения команды конечные элементы преобразовались в следующие типы:

-SOLID185

-SURF154.

Создание СР связей, имитирующих циклическую симметрию модели.

После преобразования модели необходимо удалить оставшиеся тепловые CP связи, задающие равенство температур на узлах. Для этого необходимо выполнить команду Del Coupled Sets (Preprocessor > Coupling / Ceqn > Del Coupled Sets) и выбрать все существующие CP связи, как показано на рисунке 6.2.

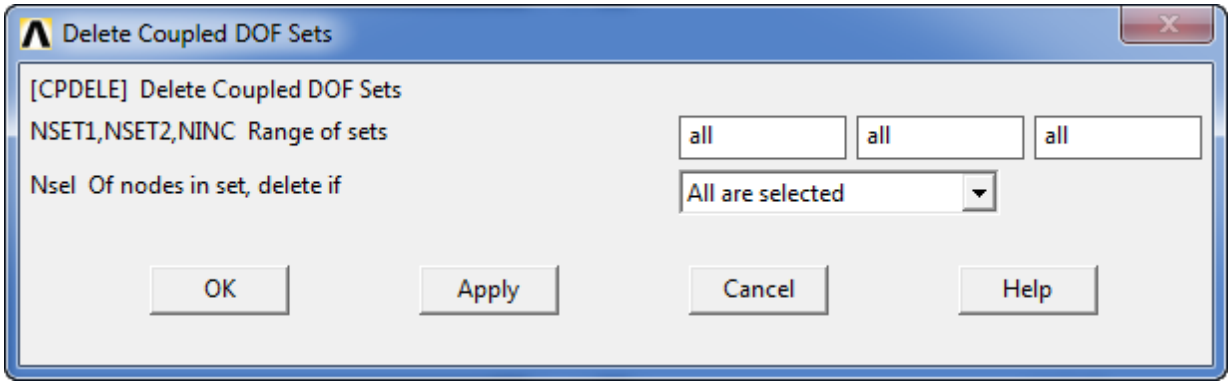


Рисунок 6.2 – Окно Delete Coupled DOF Sets

Далее необходимо создать CP связи, имитирующие циклическую симметрию модели. Для этого требуется задать равенство угловых координат на противоположных узлах, принадлежащих граничным граням. Для этого воспользуемся командой Offset Nodes (Preprocessor > Coupling / Ceqn > Offset Nodes) и заполним необходимые данные (рисунок 6.3).

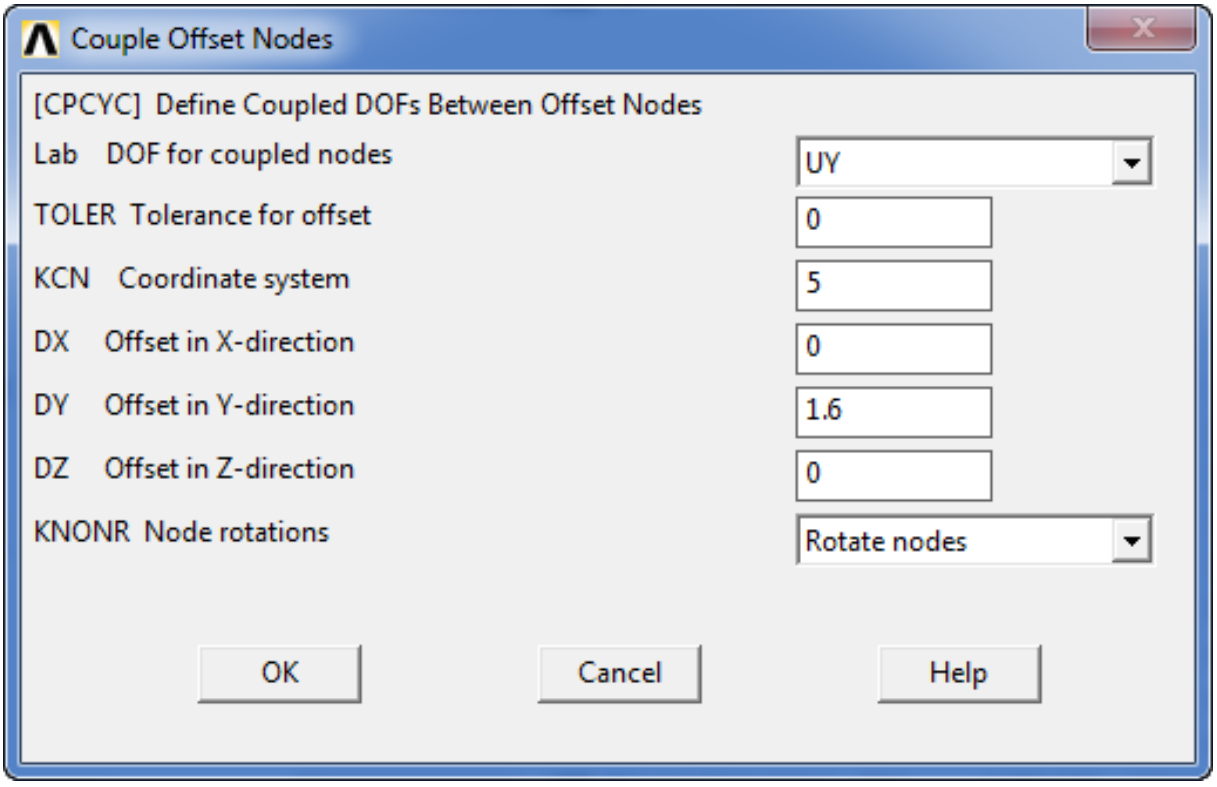


Рисунок 6. 3 – Окно Couple Offset Nodes

Для проведения анализа НДС элементов камеры необходимо задать следующие свойства материалов:

- модуль упругости E для разных температур, Па;
- коэффициент Пуассона μ (при упругом деформировании для металлов можно принять 0.3, при пластическом – близкий к 0.5);
- плотность ρ, кг/м3;
- свойства пластичности (кривые деформирования материалов для разных температур).

Свойства материалов в ANSYS определяются в Material Models (Preprocessor > Material Props > Material Models).

Конкретные свойства определяются в Define Material Model Behavior следующим образом:

- модуль упругости E (EX) и коэффициент Пуассона μ (PRXY) → Structural > Linear > Elastic > Isotropic;
- плотность ρ (DENS) → Structural > Density;
- свойства пластичности: предел текучести σ0,2 (Yield Stss) и касательный модуль Ек (Tang Mods) → Structural > Nonlinear > Inelastic > Rate Independent >Kinematic Hardening Plasticity > Mises Plasticity > Bilinear.

Такие свойства, как модуль упругости, коэффициент Пуассона и плотность материала можно взять из следующих источников [1,3,8,14].

Как правило, далеко не всегда в литературе можно найти данные по кривым деформирования материалов, а для использования модели билинейного кинематического упрочнения необходимо определить касательный модуль Ек. В [3] предложены формулы, позволяющие приблизительно определить Ек.

Если известно относительное удлинение при разрыве δ, то считаем, что линия упрочнения проходит через точки предела текучести и предела прочности (рисунок 6.4а), тогда

$$E_K = \frac{\sigma_b(1+\varepsilon_b) - \sigma_{|T}}{\varepsilon_b - \varepsilon_T},$$

где σ_b – предел прочности;

σ_T – предел текучести;

ε_b – пластическая деформация, соответствующая пределу прочности, обычно ε_b =(0,2-0,8)δ;

ε_T – пластическая деформация, соответствующая точке Т,

обычно ε_T = 0,002 = 0,2%.

Если известно относительное сужение поперечного сечения при разрыве ψK, то считаем, что линия упрочнения проходит через точки предела текучести и точку разрушения (рисунок 6.4б), тогда

$$E_K \approx \frac{S_K - \sigma_{|T}}{\varepsilon_K - \varepsilon_T} \approx \frac{k\dfrac{\sigma_{|b}}{1-\psi_K} - \sigma_{|T}}{\ln\left(\dfrac{1}{1-\psi_K}\right) - \varepsilon_T},$$

где SK – истинное сопротивление отрыву, определяется как напряжение в момент разрушения;

k=Pразр/Pmax – коэффициент разрушающей нагрузки (обычно 0.6 < k < 1).

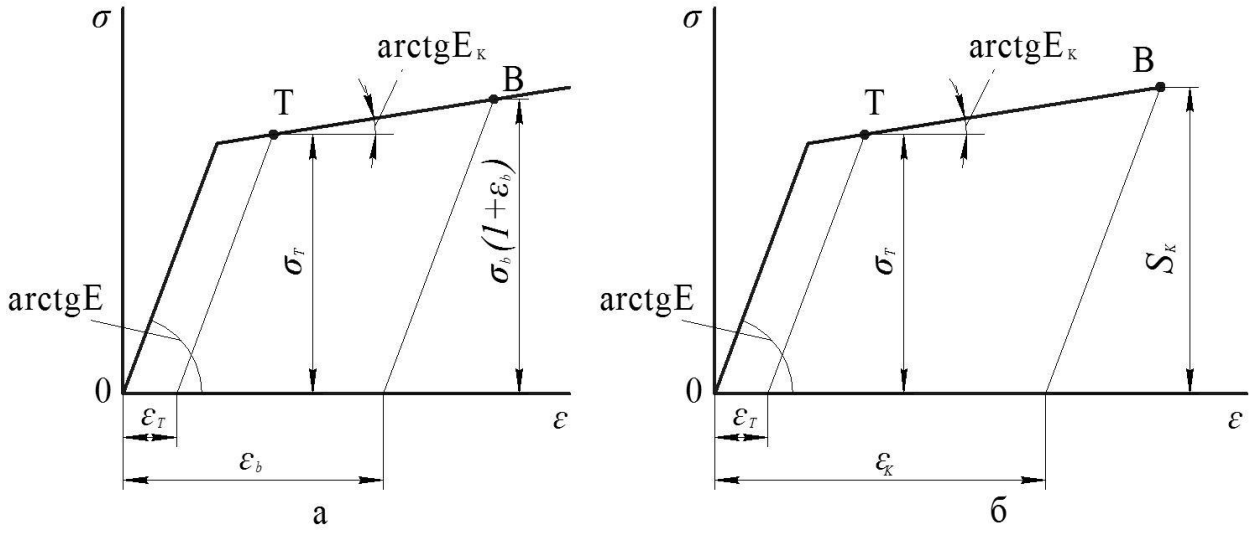


Рисунок 6. 4 – Схематизация кривой деформирования по характерным точкам:
а – линейное упрочнение по пределам прочности и текучести;
б – линейное упрочнение по пределу текучести
и истинному сопротивлению отрыва

6.2. Выбор граничных условий

При расчёте прочности камеры сгорания необходимо приложить следующие граничные условия:

- запрет перемещений вдоль оси камеры (рисунок 6.5);
- условие циклической симметрии (через CP связи);
- давление в охлаждающих каналах и внутри камеры (рисунок 6.6);
- температура, полученная в тепловом расчёте.

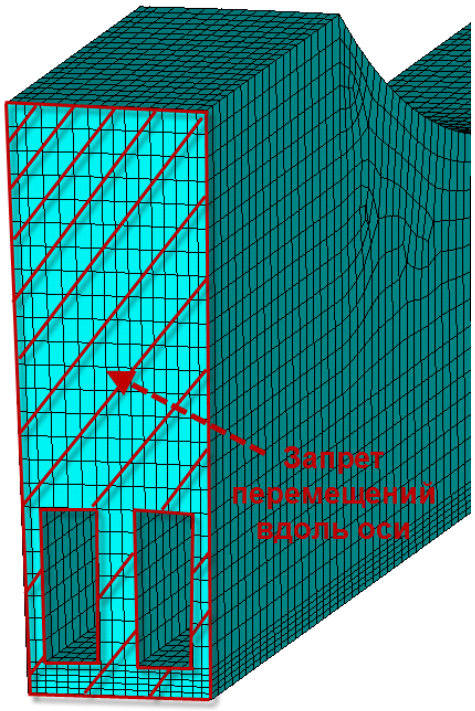


Рисунок 6.5 – Запрет перемещений вдоль оси

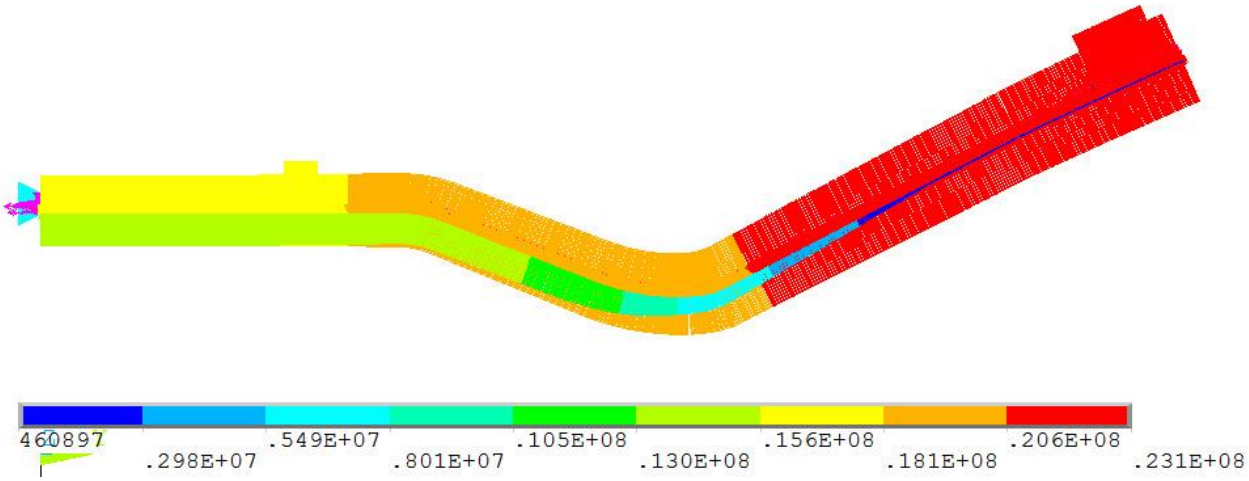


Рисунок 6.6 – Поля давлений, Па

Для приложения нагрузки использовался следующий макрос.

```
/prep7
CSYS,0
!Ввод параметров давления по сечениям
pres_zh0=17e6
pres_zh1=17e6
pres_zh2=17.7e6
pres_zh3=19.3e6
pres_zh4=20.1e6
pres_zh5=21.7e6
pres_zh6=23.1e6

pres_g0=14.55e6
pres_g1=14.55e6
pres_g2=14.55e6
```

pres_g3=12.77e6

pres_g4=8.05e6

pres_g5=1.05e6

pres_g6=0.46e6

!Из активных узлов берём максимальную и минимальную координаты вдоль оси Y.

**get,y_min,node,0,mnloc,y*

**get,y_max,node,0,mxloc,y*

!Создаётся массив, типа TABLE и заполняется координатой вдоль оси Y и давлением внутри охлаждающих каналов

**dim,pres_zh,table,7,1,1,,,*

pres_zh(1,0)=y_min

pres_zh(2,0)=y_min+0.124

pres_zh(3,0)=y_min+0.213

pres_zh(4,0)=y_min+0.481

pres_zh(5,0)=y_min+0.57

pres_zh(6,0)=y_min+0.794

pres_zh(7,0)=y_max

pres_zh(1,1)=pres_zh0

pres_zh(2,1)=pres_zh1

pres_zh(3,1)=pres_zh2

pres_zh(4,1)=pres_zh3

pres_zh(5,1)=pres_zh4

pres_zh(6,1)=pres_zh5

pres_zh(7,1)=pres_zh6

!Создаётся массив, типа TABLE и заполняется координатой вдоль оси Y и давлением внутри камеры

```
*dim,pres_g,table,7,1,1,,,
pres_g(1,0)=y_min
pres_g(2,0)=y_min+0.124
pres_g(3,0)=y_min+0.213
pres_g(4,0)=y_min+0.481
pres_g(5,0)=y_min+0.57
pres_g(6,0)=y_min+0.794
pres_g(7,0)=y_max
pres_g(1,1)=pres_g0
pres_g(2,1)=pres_g1
pres_g(3,1)=pres_g2
pres_g(4,1)=pres_g3
pres_g(5,1)=pres_g4
pres_g(6,1)=pres_g5
pres_g(7,1)=pres_g6
```

!Выбирается компонент элементов SURF154, принадлежащих охлаждающим каналам

```
CMSEL,S,OHLADA_E
```

!Берётся количество элементов в активном наборе

```
*get,ecount_zh,elem,0,count
```

*!Создаётся массив, типа ARRAY и заполняется при помощи цикла *do элементами, начиная с наименьшего по номеру.*

```
*dim,esurf_zh,array,ecount_zh,1,1,,,
*do,i,1,ecount_zh
*get,esurf_zh(i),elem,0,num,min
ESEL,U,,,esurf_zh(i)
*enddo
```

allsel,all

!цикл приложения давления на охлаждающие каналы
**do,i,1,ecount_zh*
ESEL,S,,,esurf_zh(i)
SFE,all,1,PRES, ,pres_zh(centry(esurf_zh(i)))
allsel,all
**enddo*

Аналогично давление прикладывается на стенку со стороны горячего газа.

CMSEL,S,GAS_E
**get,ecount_g,elem,0,count*

**dim,esurf_g,array,ecount_g,1,1,,,*
**do,i,1,ecount_g*
**get,esurf_g(i),elem,0,num,min*
ESEL,U,,,esurf_g(i)
**enddo*
allsel,all

**do,i,1,ecount_g*
ESEL,S,,,esurf_g(i)

SFE,all,1,PRES, ,pres_g(centry(esurf_g(i)))

allsel,all
**enddo*

CMSEL,S,pol2

SF,all,pres,pres_zh2,

allsel,all

CMSEL,S,pol6

SF,all,pres,pres_zh6,

allsel,all

!Подцепляется файл с температурами в узлах, полученных в тепловом анализе

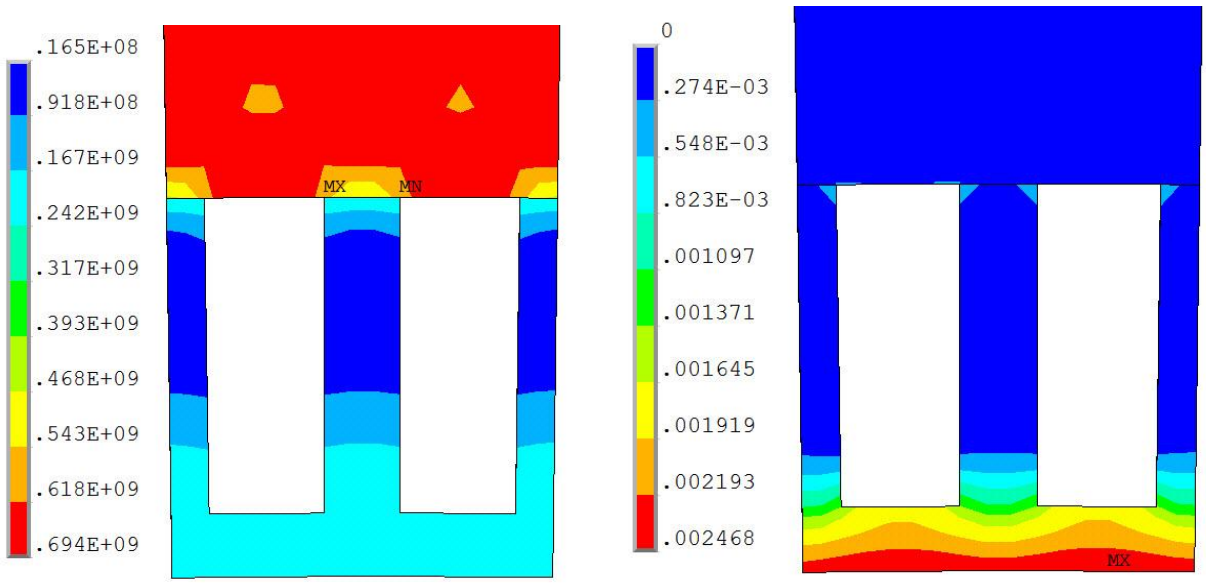
LDREAD,TEMP,,, , ,'model','rth',' '

!Запрет перемещений вдоль оси Y на поверхности 5 (рисунок 5)

DA,5,UY,

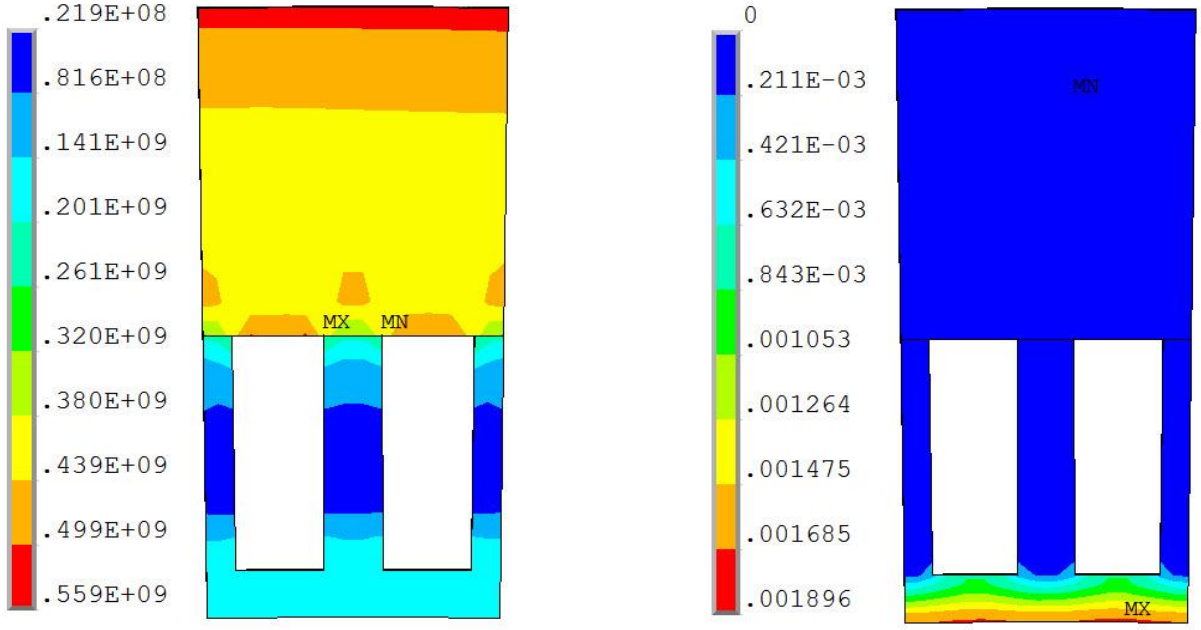
6.3. Анализ полученных результатов

Расчёт напряжённо-деформированного состояния корпуса камеры проводился для случая без теплозащитного покрытия, так как его наличие на прочность не влияет. При учёте пластичности в расчёте необходимо оценивать не только напряжения, но также пластические деформации, которые не должны превышать максимально допустимые для материала.Ниже представлены результаты расчета НДС в расчетных сечениях в виде распределений эквивалентных напряжений (рисунок 6.7а - 6.12а) и пластических деформации (рисунок 6.7б - 6.12б) (эквивалентные напряжения и пластические деформации определены по представлению Мизеса). Схема расположения расчетных сечений приведена на рисунке 5.9 главы 5.



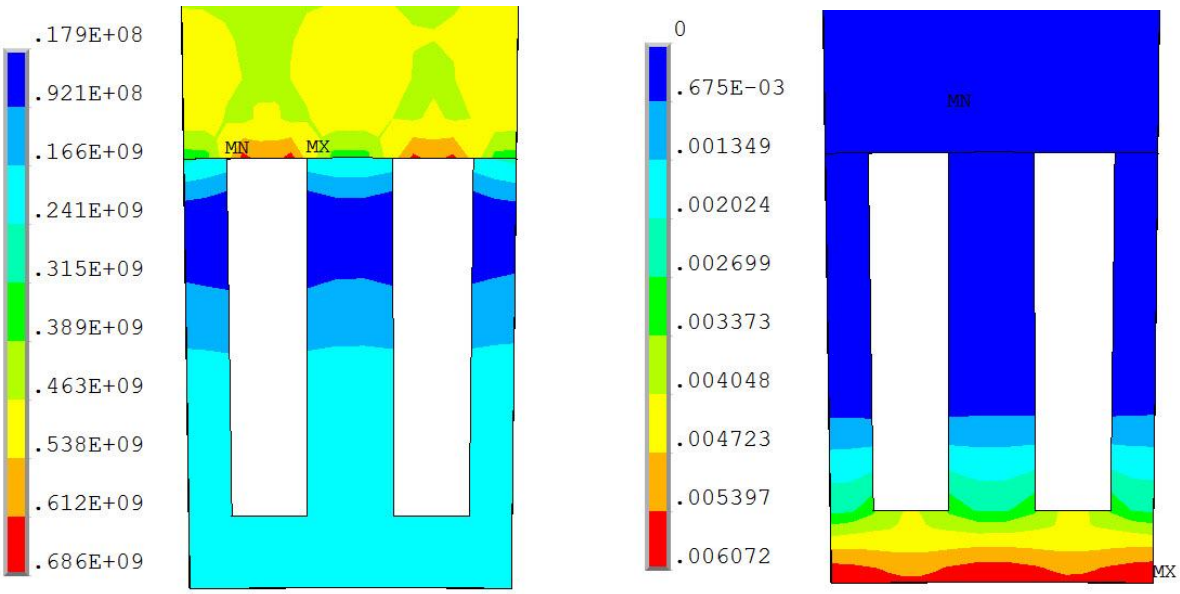
а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.7 – Сечение 1



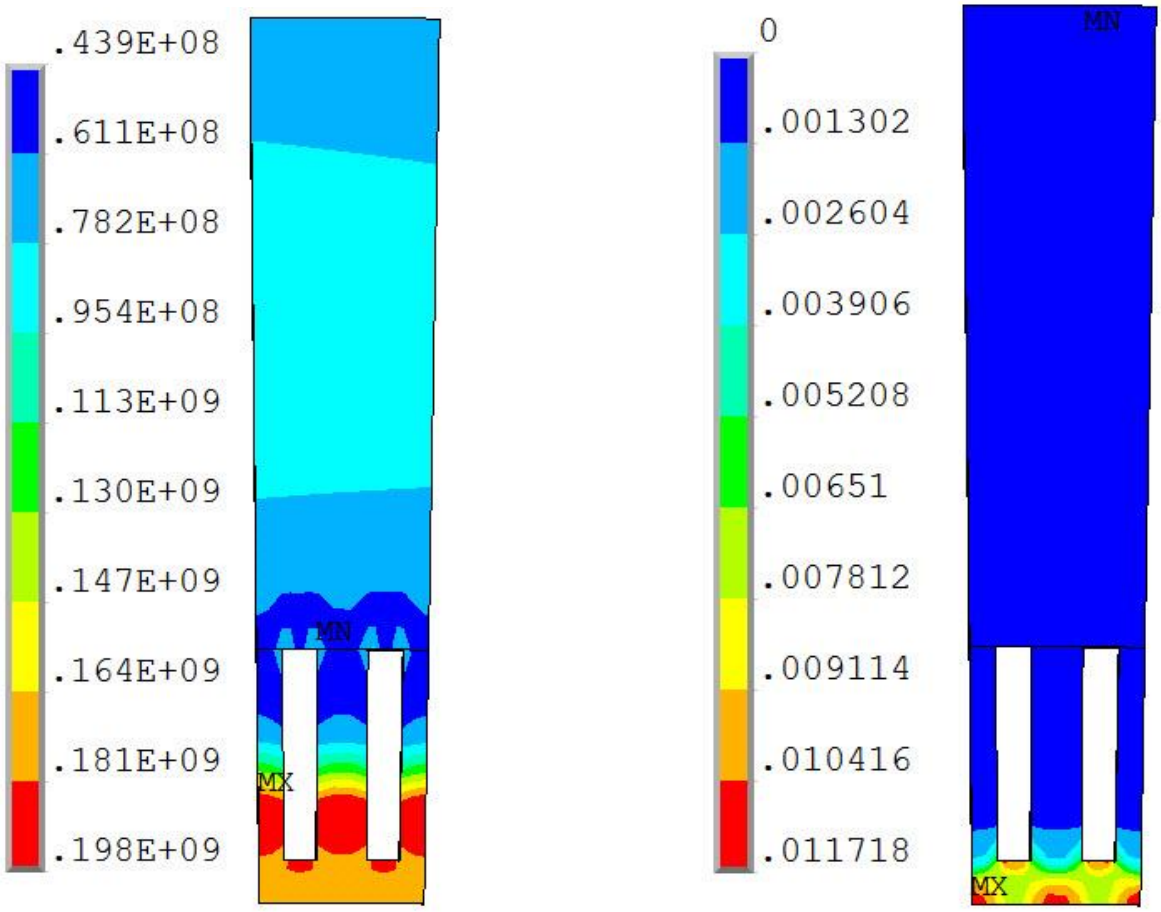
а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6. 8 – Сечение 2



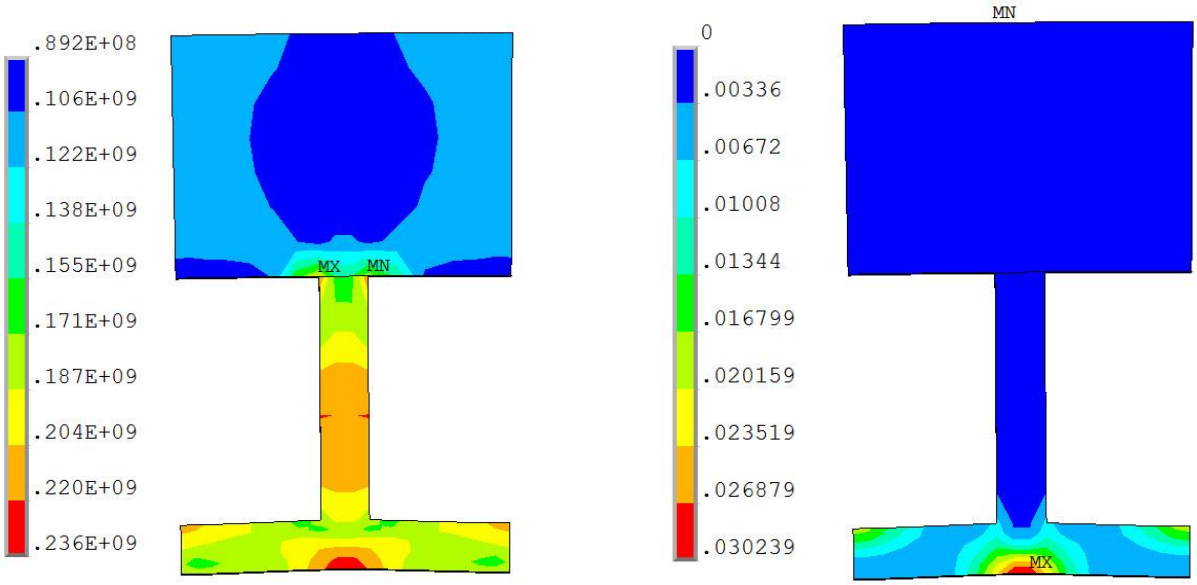
а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6. 9 – Сечение 3



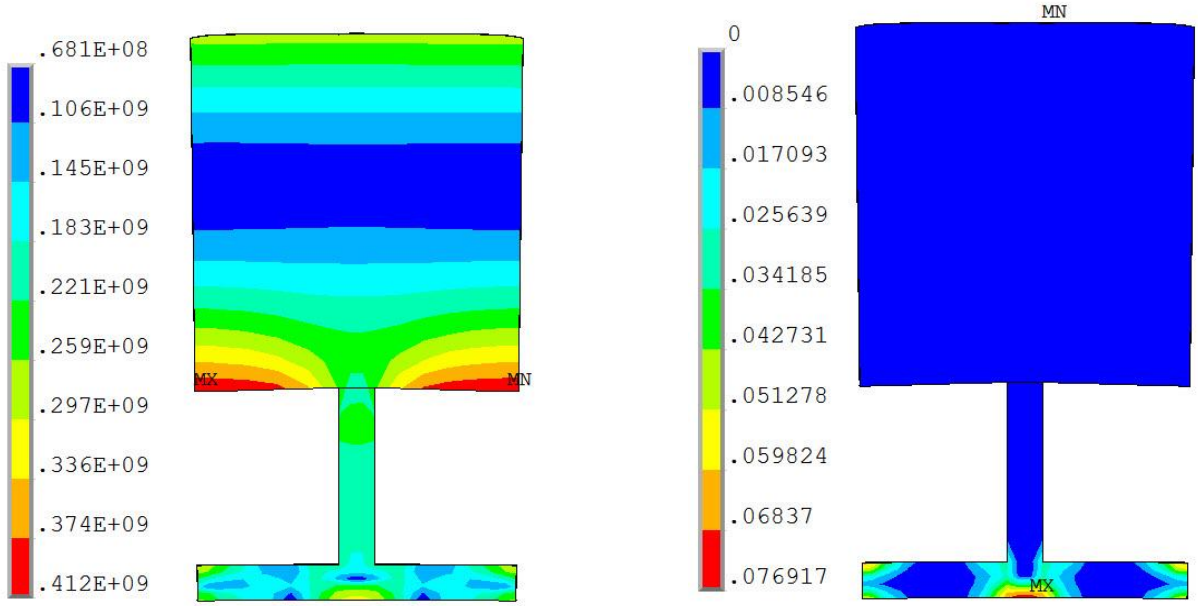
а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.10 – Сечение 4



а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.11 – Сечение 5



а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.12 – Сечение 6

Из эпюр напряжений видно, что наиболее нагружена рубашка цилиндрической части корпуса (сечения 1 и 2). В сечении 1 напряжения местами доходит до 690МПа, Однако, среднее напряжение меньше – 650МПа. В сечении 2 напряжения не превышают 560МПа. Температура рубашки в этих сечениях 180-190°С (см. главу 5). Если рубашка выполнена из стали ЭИ-654, у которой σ0,2 = 750МПа при

этой температуре [14], то можно считать, что рубашка находится в упругой области деформаций. Это же подтверждают и эпюры деформаций, на которых видно, что деформация не превосходит величины 0,002. Таким образом, можно сделать вывод, что рубашка находится в упругой области, а прочность её оценить коэффициентом запаса прочности по текучести $n = \sigma_{0,2} / \sigma_{max}$.

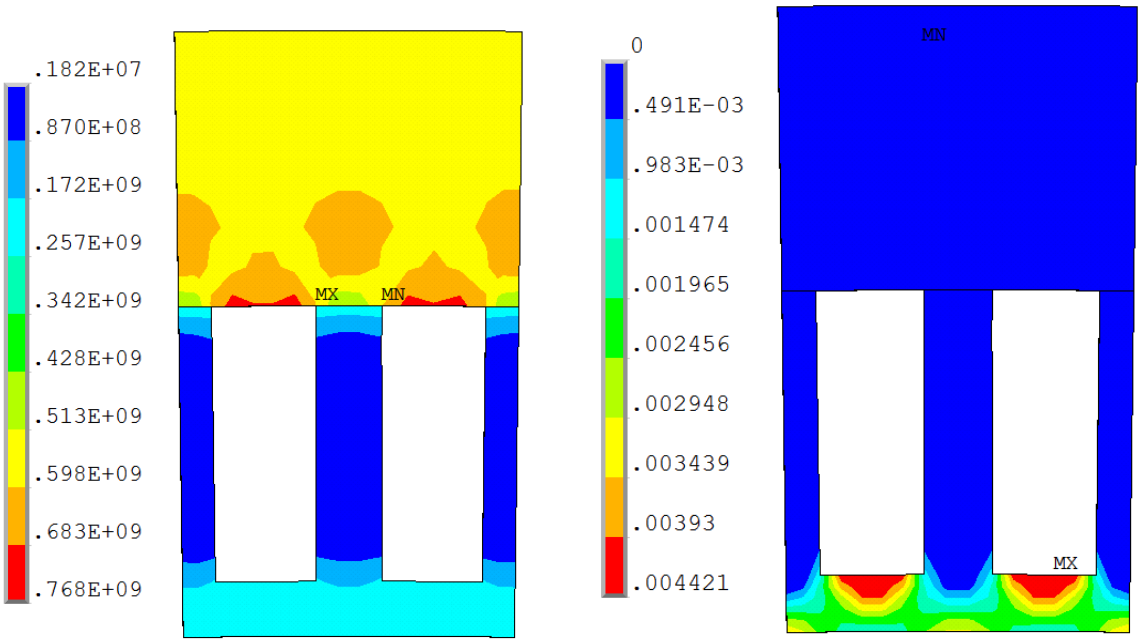
При этом в одном сечении можно найти запас по минимальным, средним и максимальным напряжениям. Для сечения 1:

$n_{min} = 750 / 690 = 1,09$, $n_{max} = 750 / 540 = 1,38$, $n_{ср} = 750 / 590 = 1,27$.

Минимальный запас прочности по пределу прочности ($\sigma_в = 950$МПа) составляет $n_в = 950 / 690 \approx 1,4$. Так как в камерах ЖРД допускаются малые упруго-пластические деформации, а все $n > 1$, то прочность обеспечена. В других сечениях напряжения меньше, прочность тем более обеспечена.

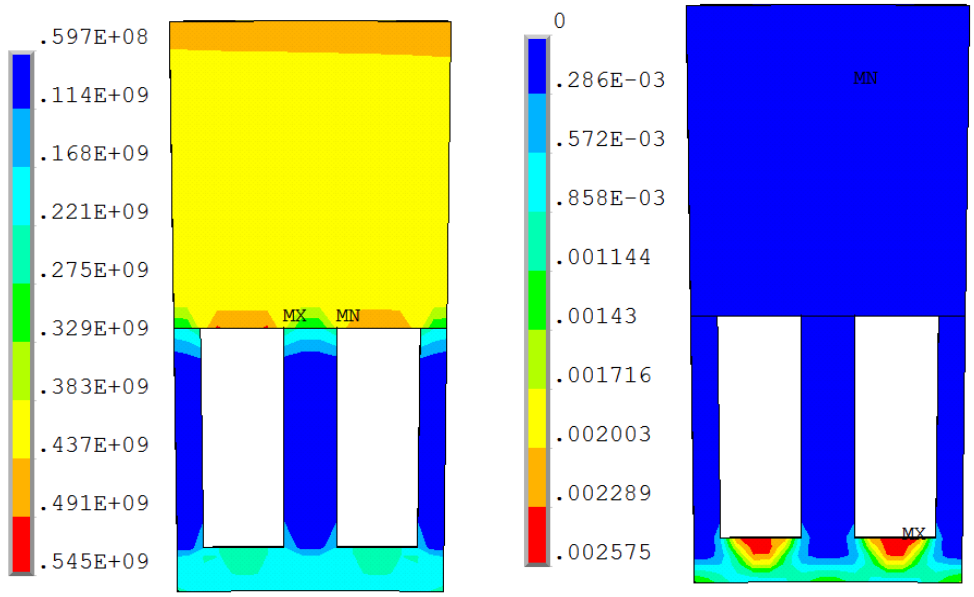
6.4 Напряженное состояние корпуса камеры ЖРД при действии гидростатического давления

Нагружение корпуса камеры гидростатическим давлением имеет место при проверке камеры на прочность – гидроопрессовке. При этом внутренние полости заполняются водой, давление поднимается до заданного значения, а после небольшой выдержки давление снижается и камера осматривается. При гидроопрессовке в отличие от рабочего нагружения температура стенок остаётся нормальной, давление в охлаждающем тракте и камере сгорания одинаковое. Ниже представлены результаты расчета корпуса при таком испытании при давлении 15МПа.



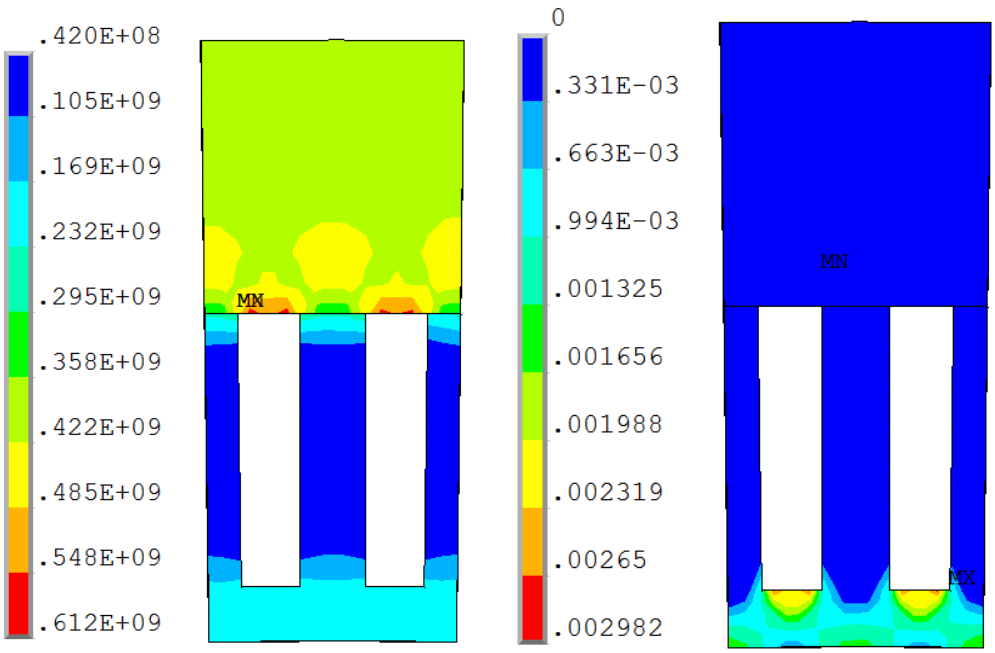
а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.13 – Сечение 1



а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.14 – Сечение 2



а) напряжения, Па б) пластические деформации, %

Рисунок 6.15 – Сечение 3

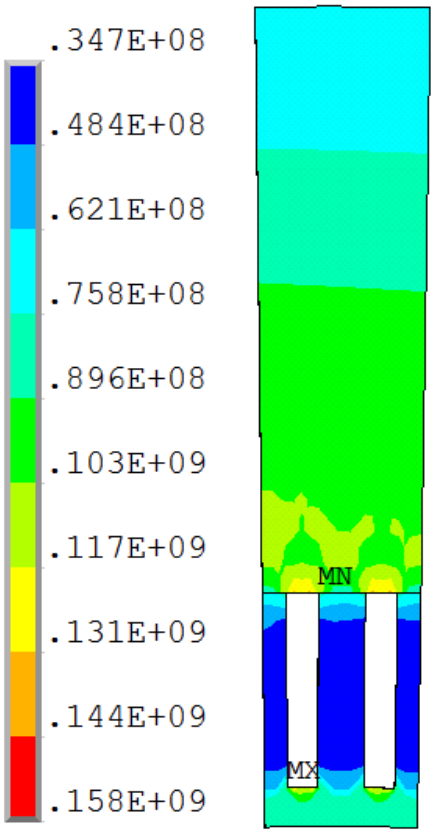


Рисунок 6.16 – Сечение 4 (напряжения, Па)

В сечении 4 при данных граничных условиях пластические деформации отсутствуют в рубашке и стенке.

При гидростатическом нагружении просто определить напряжения расчетным путём и сравнить их с результатами, полученными с использованием ANSIS.

6.5 Расчет напряжений в корпусе при гидроопрессовке

При одинаковой температуре стенок напряжения в двухстенном корпусе можно определить, используя следующие выражения [13]:

в стенке $\sigma_x' = \frac{c'}{c}\frac{N_x}{H}; \qquad \sigma_y' = \frac{c'}{c}\frac{N_y}{H};$

в рубашке $\sigma_x'' = \frac{c''}{c}\frac{N_x}{H}; \qquad \sigma_y'' = \frac{c''}{c}\frac{N_y}{H};$

где погонные жесткости $c' = E'h'; \quad c'' = E''h''; \quad c = c' + c''$.

Интенсивность напряжений в стенке и рубашке определялась по формуле

$$. \sigma_i = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x\sigma_y}\ .$$

В этих выражениях N_x, N_y - осевая и окружная погонные силы в данном сечении, h', h'' -толщины внутренней и наружной стенки корпуса, E', E'' - модули упругости материалов внутренней и наружной стенки.

Значения погонных сил в цилиндрической части корпуса – осевой $N_x = \frac{pr}{2}$, окружной $N_y = pr$, где p- внутреннее давление, r- радиус оболочки.

В нашем случае h' = 0,001м, h''=0,005м, $E' = 1{,}32 \cdot 10^5$МПа, $E'' = 1{,}6 \cdot 10^5$МПа, $\sigma_T' = 220$МПа, p = 15МПа, r =0, 215м.

При расчете в упругой области получаем для стенки $\sigma_i = 1260 МПа > \sigma_T$, это означает, что стенка деформируется пластически. В рубашке напряжения относительно небольшие $\sigma_i'' = 306 МПа$.

Дальнейший расчет проводим методом переменных параметров упругости, в результате чего окончательно получаем напряжения в стенке $\sigma_i' = 249$МПа, в рубашке $\sigma_i'' = 510$МПа.

Рассмотрим радиальную деформацию корпуса, её можно определить по упругой деформации рубашки

$$\Delta r = \varepsilon'' \cdot r = \frac{r}{E''}\left(\sigma_y'' - \mu\sigma_x''\right) = \frac{0.215}{1.6 \cdot 10^5}\left(587 - 0.3 \cdot 294\right) = 0.67 мм.$$

Относительная деформация корпуса εу = Δr/r = 0,67/215= 0,0031, что много больше упругой деформации стенки εТ = σТ / Е = 220/ 1,32 ·105 =0,0016. Таким образом, стенка и гидравлических испытаниях деформируется пластически.

Оценка прочности корпуса

Общая прочность. В связи с кратковременностью работы ЖРД в элементах корпуса камеры допускаются пластические деформации [7,12,13]. Поэтому работоспособность камеры удобно оценивать не по величинам напряжений, а по величинам деформаций. Опасные деформации возникают в оболочках, если давление в камере достигнет некоторого предельного или разрушающего давления.

Предельное давление рекомендуется находить по графику $p = f(\Delta r)$, где р - давление в камере, Δr – полная деформация оболочек в окружном направлении, учитывающая и температурные деформации. Так как деформации обоих оболочек считаются равными, то для наружной оболочки имеем

$$\Delta r = \varepsilon_y'' \cdot r = \frac{r}{E''}\left(\sigma_y'' - \mu\sigma_x''\right) + r\alpha''t'',$$

где α'' - коэффициент линейного расширения материала рубашки;

t'' - температура нагрева рубашки.

Задавшись несколькими значениями р можно рассчитать и построить график $p = f(\Delta r)$. В месте резкого изменения его крутизны, когда при небольших приращениях р появляются большие деформации Δr, назначается значение предельного давления р* [7,12]. Коэффициент запаса общей прочности $n^* = p^* / p_{раб}$.

Однако если рубашка в основном находится в зоне упругих деформаций, как в случае НК-33, можно определить запас прочности по пределу прочности материала, учитывая при этом, запас прочности по текучести больше единицы, но незначительно (см. выше).

Местная прочность.

В данном случае местная прочность определяется прочностью участков стенки между ребрами, которые нагружены перепадом давления и имеют высокую температуру. Из эпюр на рисунках 6.7-6.12 видно, что во всех сечениях на этих участках стенки есть зона пластичности. Эта зона представляет собой слой материала, прилегающий к нагретой поверхности (со стороны газа). Слои материала, прилегающие к охлаждающим каналам, остаются в упругой зоне. Прогибов этих участков, приводящих к увеличению площади проходного сечения охлаждающих каналов нет. Поэтому можно считать, что местная прочность рассматриваемой части корпуса обеспечена.

Изложенная методика позволяет оценивать местную прочность и по изменению площади проходного сечения каналов при работе двигателя.

Библиографический список

1 Авиационные материалы, справочник в девяти томах, Москва, ОНТИ

2 Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей. [Текст]: учебник для ВУЗов / Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф.,Тишин А.Л.– М.: Машиностроение, 1989.– 464 с.

3 Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов: Учебное пособие. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 560с.

4 Борисов, В. А. Основы конструирования ракетных двигателей [Текст] : [учеб. пособие] / В. А. Борисов ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара : изд-во СГАУ, 2007. - 97 с. - **ISBN** 978-5-7883-0547-9 : 65.00 р.

5 Добровольский, М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования [Текст] / М.В. Добровольский – М.: Машиностроение, 2005. – 488 с.

6 Иевлев, В.М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред [Текст] / В.М. Иевлев // М.: Наука, 1975. – 256 с.

7 Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей [Текст] : учеб. для вузов по специальности "Авиац. двигатели и энерг. установки" / Г. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А. Володин и др.; под общ. ред. Г. Г. Гахуна. - М. : Машиностроение, 1989. - 424 с. : ил. - **ISBN** 5-217-00360-X

8 Коррозионностойкие, жаростойкие и высокопрочные стали и сплавы: Справ. Изд. / А.П. Шлямнев. И др. – М.: «Интернет Инжиниринг». 2000. – 232 с.

9 Лыков А.В. Тепломассообмен. – М.: Энергия, 1978. — 480 с.

10 Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст]: Учебник для ВУЗов. Под ред. Кудрявцева В.М., Изд-е 3-е, исправл. и дополн. – М.: Выс. школа, 1983. – 703 с.

11 Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение, 1975. – 645 с.

12 Пичугин, Д. Ф. Конструкция и проектирование агрегатов двигателей летательных аппаратов [Текст] : [учеб. пособие] / Д. Ф. Пичугин ; Куйбышев.

авиац. ин-т им. С. П. Королева. - Куйбышев : [б. и.], 1989. - 244 с.

13 Пичугин, Дмитрий Федорович. Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов [Текст] : [учеб. пособие] / Д. Ф. Пичугин ; Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. - Куйбышев : [б. и.], 1990. - 244 с.

14 Приложение к методическим указаниям «Выбор материала для деталей ДЛА», В. И. Цейтлин, КуАИ, 40 с., Куйбышев, 1984.

15 Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение/ Гл.ред. А.Г.Братухин.М.: ОАО «НИЦ АСК», 2008.- 608 с

16 Совместная разработка РКК «ЭНЕРГИЯ» И КБХА многофункционального ракетного двигателя 11Д58МФ тягой 5 тс с кислородным охлаждением для перспективных разгонных блоков. Белик П.П., Горохов В.Д., Демьяненко Ю.В., Катков Р.Э., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Тупицын Н.Н.// Н34. Научно-технический юбилейный сборник. КБ химавтоматики: В 3т. Т.1 – ИПФ «Воронеж», 2011. – 600 с.

17 Совершенствование системы охлаждения камеры ЖРД РД-0124А. Воинов А.Л., Горохов В.Д., Губертов А.М., Гуменный А.В., Орлов В.А., Рубинский В.Р., Сидлеров Д.А., Слесарев Д.Ф. // Н34. Научно-технический юбилейный сборник. КБхимавтоматики: В 3 т. Т.2 – ИПФ «Воронеж», 2011. – 600 с.

18 Термодинамические и теплофизические свойства индивидуальных веществ [Текст]: Справочник в двух томах. Изд. второе. Под ред. акад. Глушко В.П. – М.: Изд-во АН СССР, 1962. – Т. 2. – 894 с.

19 Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст]: Справочник в 10 томах / под ред. акад. Глушко В.П. Том 1 .Методы расчета – М.: ВИНИТИ АН СССР, 1971. – 266 с

20 Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания [Текст]: Справочник в 10 томах / под ред. акад. Глушко В.П. Том 2. – М.: ВИНИТИ АН СССР, 1972. – 489 с.

21 Техническое задание от 27 .09.2013 на выполнение группового дипломного проекта «Проектирование модернизированного ЖРД НК-33М » // Самара , СГАУ , кафедра ТДЛА, 2013, 14 с

22 Фрейдин, А.С.,Дубинкин, Ю.М.,Кондрусев В.С. Тепловой расчет и проектирование камер ЖРД [Текст] / А.С. Фрейдин, Ю.М. Дубинкин, В.С. Кондрусев В.С. // Учебное пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1985.75 с.

23 Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг // перев.с немецкого. – М.: Гл. ред. физ.-мат. литературы, Наука, 1969. – 742 с.

Приложение А

Результаты термогазодинамического расчета и сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД НК-33

```
вход в subr Main1

               ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ФАИЛА ИД ТИПА d2

               N1= 0.20000E+01
          ks= 5
     LP= 1
     j= 1PPp(j)= 0.10000E-03
     K2= 1
     JP= 1  JC= 1  JPMX= 1  JS= 1  JV= 1  K1= 0  JPRE= 1  K= 1  KP= 1
               RKR0= 0.13030E+03  ALFA1= 0.69690E+00  ALFA2= 0.00000E+00  ALFA3=
0.00000E+00  CRK= 0.15300E+01
     CRC= 0.55200E+01
     CRR1=     1.00000  CRR2= 0.00000E+00  CR1K= 0.15300E+01  CSH= 0.20000E+01
CCK1= 0.10000E+01
     CK2= 0.20000E+01  CK3= 0.00000E+00  CK4- 0.00000E+00  CK5= 0.10000E+01
     XK= 0.12696E+01  XMOL= 0.20540E+02КГ/КМОЛЬ  RG= 0.83140E+04ДЖ/КМОЛЬ.ГРАД
ETAK= 0.38750E-04H.C/KB.M
     TK= 0.29950E+04K
               JTV= 1
                    ФАКТОР ТЕПЛООБМЕНА1.00  A=0.45  B=5.35
                    МАССИВ RE0(J)
   0.14530E+08
     NORTS=17
        XB(J)         YB(J)
   0.00000E+00   0.10000E+01
   0.25000E+00   0.10890E+01
   0.50000E+00   0.12080E+01
   0.83333E+00   0.13720E+01
   0.12500E+01   0.16380E+01
   0.16666E+01   0.18820E+01
   0.26666E+01   0.23320E+01
   0.36666E+01   0.28340E+01
   0.46666E+01   0.32400E+01
   0.56666E+01   0.35000E+01
   0.66666E+01   0.38250E+01
   0.76666E+01   0.41160E+01
   0.86666E+01   0.43800E+01
   0.96666E+01   0.46800E+01
   0.10666E+02   0.49800E+01
   0.11666E+02   0.52100E+01
   0.13000E+02   0.55200E+01
npr= 1
массив XPR(i),i=1,NPR
 0.13000E+02

     КОНЕЦ ПЕЧАТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ С ФАЙЛА ДАННЫХ d2
выход из subr t0btwa
        RE3(J)        RE2(J)        ROK(J)        PK(J)
   0.19374E+09   0.13355E+09   0.17948E+02   0.14530E+08
  MUSF= 0.99000E+00
          ОСЕСИММЕТРИЧНЫЙ ВАРИАНТ СОПЛА


          ПРОФИЛИРОВАННАЯ СВЕРХЗВУКОВАЯ ЧАСТЬ СОПЛА
     XC= 0.39872E+03  X6= 0.12796E+03  X3=-0.93258E+01  X1= 0.83632E+02
     X2= 0.00000E+00  X1C= 0.00000E+00  XD= 0.20226E+03
```

```
          выход из subr CONTUR

  subr main1 МИНИМУМ R(m) В ТОЧКЕ X= 0.60098E+03  m=16
                    SUBR MAIN1,JXC= 5
     SUBR MAIN1   K= 1
выход из subr Main1
  MAIN jkumt=           1  xk=   1.269600
```

1 Результаты термодинамического расчета

```
              РАСЧЕТ С ПЕРЕМЕННЫМ ХИМИЧЕСКИМ СОСТАВОМ
          И УЧЕТОМ ПЕРЕМЕННЫХ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ РАБОЧЕГО ТЕЛА

                          Чтение файла исходных данных DS

                        Исходные данные для расчета в модуле S

                        Условная химическая формула окислителя

  bO=0.2000E+01  bH=0.0000E+00  bC=0.0000E+00  bN=0.0000E+00

                         Условная химическая формула горючего

  bO=0.0000E+00  bH=0.1956E+01  bC=0.1000E+01  bN=0.0000E+00

  alfao= 0.74900E+00  itoc=-0.39830E+03Кдж/кг  itgo=-0.19480E+04Кдж/кг
               fibeta= 0.99000E+00

                   Результаты расчета состава продуктов сгорания
                 и параметров расширения в равновесном приближении

   Мольные доли на входе в сопло O,H,O2,H2,OH,H2O,N2,NO,CO,CO2,NH3

 0.66910E-02 0.20061E-01 0.11022E-01 0.81214E-01 0.46203E-01 0.35495E+00
 0.00000E+00 0.00000E+00 0.31928E+00 0.16058E+00 0.10000E-07

  температура продуктов сгораниия на входе в сопло tksks= 0.36879E+04K
     молекулярный вес продуктов сгорания mjuks= 0.23822E+02кг/кмоль

  Мольные доли в минимальном сечении O,H,O2,H2,OH,H2O,N2,NO,CO,CO2,NH3
 0.46309E-02 0.16907E-01 0.81103E-02 0.80112E-01 0.36866E-01 0.36837E+00
 0.00000E+00 0.00000E+00 0.31404E+00 0.17202E+00 0.10000E-07
     молекулярный вес продуктов сгорания mjumin= 0.24105E+02кг/кмоль

           ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ РАВНОВЕСНОМ ТЕЧЕНИИ
                   В ОДНОМЕРНОМ НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

    X,ММ      R,ММ      КАРА     МАХ        PI      УД.ИМП   ТЯГ.КОМПЛ
0.2549E+020.1977E+030.1175E+010.2692E+000.9594E+000.4256E+040.2390E+01
0.1252E+030.1977E+030.1175E+010.2692E+000.9594E+000.4256E+040.2390E+01
0.2249E+030.1977E+030.1175E+010.2692E+000.9594E+000.4256E+040.2390E+01
0.3245E+030.1977E+030.1175E+010.2692E+000.9594E+000.4256E+040.2390E+01
0.4242E+030.1977E+030.1175E+010.2692E+000.9594E+000.4256E+040.2390E+01
0.4519E+030.1921E+030.1175E+010.2865E+000.9542E+000.4039E+040.2268E+01
0.4769E+030.1834E+030.1175E+010.3175E+000.9441E+000.3714E+040.2085E+01
0.4986E+030.1726E+030.1174E+010.3653E+000.9269E+000.3331E+040.1871E+01
0.5168E+030.1606E+030.1174E+010.4347E+000.8985E+000.2949E+040.1656E+01
0.5322E+030.1500E+030.1173E+010.5245E+000.8576E+000.2635E+040.1480E+01
0.5456E+030.1427E+030.1172E+010.6170E+000.8114E+000.2440E+040.1370E+01
0.5578E+030.1377E+030.1171E+010.7164E+000.7586E+000.2318E+040.1302E+01
0.5692E+030.1342E+030.1170E+010.8189E+000.6985E+000.2249E+040.1263E+01
0.5800E+030.1320E+030.1169E+010.8947E+000.6471E+000.2216E+040.1244E+01
0.5906E+030.1307E+030.1169E+010.9252E+000.6223E+000.2203E+040.1237E+01
0.6010E+030.1303E+030.1168E+010.1000E+010.5761E+000.1781E+040.1000E+01
0.6114E+030.1336E+030.1164E+010.1250E+010.4309E+000.2244E+040.1260E+01
```

```
0.6226E+030.1376E+030.1163E+010.1361E+010.3697E+000.2283E+040.1282E+01
0.6348E+030.1425E+030.1161E+010.1473E+010.3151E+000.2332E+040.1310E+01
0.6482E+030.1488E+030.1160E+010.1589E+010.2649E+000.2388E+040.1341E+01
0.6633E+030.1560E+030.1160E+010.1697E+010.2231E+000.2444E+040.1372E+01
0.6802E+030.1637E+030.1159E+010.1796E+010.1893E+000.2497E+040.1402E+01
0.6994E+030.1732E+030.1160E+010.1903E+010.1576E+000.2555E+040.1435E+01
0.7212E+030.1865E+030.1161E+010.2030E+010.1254E+000.2626E+040.1474E+01
0.7472E+030.2031E+030.1163E+010.2167E+010.9723E-010.2700E+040.1516E+01
0.7785E+030.2224E+030.1167E+010.2304E+010.7471E-010.2774E+040.1557E+01
0.8165E+030.2443E+030.1171E+010.2439E+010.5725E-010.2844E+040.1597E+01
0.8624E+030.2644E+030.1176E+010.2549E+010.4593E-010.2899E+040.1628E+01
0.9161E+030.2887E+030.1180E+010.2669E+010.3604E-010.2957E+040.1660E+01
0.9795E+030.3206E+030.1186E+010.2810E+010.2709E-010.3020E+040.1696E+01
0.1056E+040.3588E+030.1192E+010.2966E+010.1996E-010.3086E+040.1733E+01
0.1149E+040.4003E+030.1196E+010.3107E+010.1491E-010.3140E+040.1763E+01
0.1261E+040.4346E+030.1199E+010.3220E+010.1197E-010.3181E+040.1786E+01
0.1388E+040.4724E+030.1201E+010.3331E+010.9604E-020.3219E+040.1807E+01
0.1533E+040.5172E+030.1204E+010.3458E+010.7562E-020.3259E+040.1830E+01
0.1698E+040.5619E+030.1205E+010.3571E+010.6088E-020.3293E+040.1849E+01
0.1885E+040.6178E+030.1207E+010.3699E+010.4755E-020.3329E+040.1869E+01
0.2097E+040.6734E+030.1208E+010.3819E+010.3801E-020.3362E+040.1887E+01
0.2295E+040.7193E+030.1208E+010.3911E+010.3205E-020.3385E+040.1901E+01
```

2 Результаты газодинамического расчета

Результаты расчета в приближении Эйлера с использованием программного модуля PMX

```
   НЕВЯЗКОЕ ДВУХМЕРНОЕ ПРИБЛИЖЕНИЕ В ИСХОДНОМ КОНТУРЕ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТИ СОПЛА

                          ДАННЫЕ ВДОЛЬ ВЕРХНЕГО КОНТУРА

                                  КООРДИНАТА X

 0.00000E+00 0.80000E-01 0.16610E+00 0.25966E+00 0.36261E+00 0.47808E+00
 0.60831E+00 0.75498E+00 0.92288E+00 0.11218E+01 0.13622E+01 0.16538E+01
 0.20067E+01 0.24186E+01 0.29049E+01 0.34930E+01 0.42078E+01 0.50645E+01
 0.60412E+01 0.71517E+01 0.84223E+01 0.98530E+01 0.11484E+02 0.13000E+02

                                  КООРДИНАТА Y

 0.10000E+01 0.10252E+01 0.10558E+01 0.10935E+01 0.11422E+01 0.11974E+01
 0.12565E+01 0.13296E+01 0.14310E+01 0.15585E+01 0.17070E+01 0.18750E+01
 0.20292E+01 0.22156E+01 0.24603E+01 0.27537E+01 0.30719E+01 0.33357E+01
 0.36257E+01 0.39695E+01 0.43122E+01 0.47413E+01 0.51680E+01 0.55200E+01

                              ТАНГЕНС УГЛА НАКЛОНА СТЕНКИ

 0.31520E+00 0.33513E+00 0.37926E+00 0.43798E+00 0.47549E+00 0.46616E+00
 0.47585E+00 0.55110E+00 0.62259E+00 0.62926E+00 0.59693E+00 0.50659E+00
 0.44470E+00 0.47788E+00 0.50113E+00 0.47197E+00 0.37649E+00 0.30246E+00
 0.30329E+00 0.28963E+00 0.28479E+00 0.28077E+00 0.24691E+00 0.23220E+00

                           SUBR KUMA  ПОТЕРИ ИЗ-ЗА РАССЕЯНИЯ

  0.00000D+00 0.86471D-02 0.16591D-01 0.24653D-01 0.33794D-01

  0.41270D-01 0.46113D-01 0.51415D-01 0.59513D-01 0.67160D-01

  0.71825D-01 0.72295D-01 0.65746D-01 0.59872D-01 0.56470D-01
```

0.52928D-01 0.46565D-01 0.35864D-01 0.27404D-01 0.21544D-01

0.16237D-01 0.13460D-01 0.10468D-01 0.77498D-02

ДАВЛЕНИЕ НА ОСИ

0.56196D+00 0.55581D+00 0.54639D+00 0.52105D+00 0.48340D+00

0.43276D+00 0.37250D+00 0.30815D+00 0.24544D+00 0.18702D+00

0.13627D+00 0.95412D-01 0.64711D-01 0.43528D-01 0.29154D-01

0.19384D-01 0.12860D-01 0.85861D-02 0.58476D-02 0.40107D-02

0.27390D-02 0.18860D-02 0.13400D-02 0.10934D-02

ДАВЛЕНИЕ НА СТЕНКЕ

0.56196D+00 0.23165D+00 0.20210D+00 0.16900D+00 0.14610D+00

0.13834D+00 0.12429D+00 0.94710D-01 0.71102D-01 0.60144D-01

0.54449D-01 0.56395D-01 0.53308D-01 0.37761D-01 0.26743D-01

0.21411D-01 0.21267D-01 0.19254D-01 0.13518D-01 0.10226D-01

0.73346D-02 0.54134D-02 0.45348D-02 0.46083D-02

MAX НА ОСИ

0.10000D+01 0.10100D+01 0.10254D+01 0.10671D+01 0.11307D+01

0.12197D+01 0.13334D+01 0.14684D+01 0.16209D+01 0.17932D+01

0.19842D+01 0.21908D+01 0.24091D+01 0.26273D+01 0.28451D+01

0.30656D+01 0.32873D+01 0.35064D+01 0.37164D+01 0.39247D+01

0.41383D+01 0.43503D+01 0.45476D+01 0.46664D+01

MAX НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.16583D+01 0.17449D+01 0.18551D+01 0.19426D+01

0.19750D+01 0.20378D+01 0.21944D+01 0.23557D+01 0.24485D+01

0.25033D+01 0.24840D+01 0.25149D+01 0.27033D+01 0.28902D+01

0.30101D+01 0.30138D+01 0.30673D+01 0.32581D+01 0.34090D+01

0.35897D+01 0.37561D+01 0.38537D+01 0.38449D+01

ЛАМДА НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.15342D+01 0.15950D+01 0.16693D+01 0.17258D+01

0.17462D+01 0.17849D+01 0.18767D+01 0.19646D+01 0.20121D+01

0.20392D+01 0.20298D+01 0.20449D+01 0.21324D+01 0.22117D+01

0.22588D+01 0.22602D+01 0.22803D+01 0.23480D+01 0.23972D+01

0.24516D+01 0.24976D+01 0.25229D+01 0.25207D+01

РАСЧЕТ В ДВУХМЕРНОМ ПРИБЛИЖЕНИИ ЭЙЛЕРА ТЕЧЕНИЯ В НЕВЯЗКОМ ЯДРЕ ПРОФИЛИРОВАННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТИ СОПЛА ЖРД С УЧЕТОМ ОБРАТНОГО ВЛИЯНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

ДАННЫЕ ВДОЛЬ ВЕРХНЕГО КОНТУРА

КООРДИНАТА X

0.00000E+00 0.80011E-01 0.16613E+00 0.25969E+00 0.36266E+00 0.47815E+00
0.60839E+00 0.75509E+00 0.92301E+00 0.11220E+01 0.13624E+01 0.16540E+01
0.20069E+01 0.24190E+01 0.29053E+01 0.34935E+01 0.42084E+01 0.50652E+01
0.60421E+01 0.71528E+01 0.84235E+01 0.98544E+01 0.11486E+02 0.13002E+02

КООРДИНАТА Y

0.10000E+01 0.10252E+01 0.10558E+01 0.10935E+01 0.11421E+01 0.11974E+01
0.12564E+01 0.13294E+01 0.14309E+01 0.15583E+01 0.17067E+01 0.18745E+01
0.20286E+01 0.22148E+01 0.24594E+01 0.27524E+01 0.30701E+01 0.33334E+01
0.36228E+01 0.39659E+01 0.43077E+01 0.47357E+01 0.51612E+01 0.55122E+01

ТАНГЕНС УГЛА НАКЛОНА СТЕНКИ

0.31533E+00 0.33509E+00 0.37906E+00 0.43775E+00 0.47523E+00 0.46588E+00
0.47556E+00 0.55079E+00 0.62222E+00 0.62883E+00 0.59645E+00 0.50610E+00
0.44422E+00 0.47736E+00 0.50053E+00 0.47128E+00 0.37581E+00 0.30183E+00
0.30261E+00 0.28893E+00 0.28404E+00 0.27994E+00 0.24616E+00 0.23152E+00

SUBR KUMA ПОТЕРИ ИЗ-ЗА РАССЕЯНИЯ

0.00000D+00 0.86544D-02 0.16589D-01 0.24642D-01 0.33776D-01

0.41243D-01 0.46079D-01 0.51375D-01 0.59466D-01 0.67114D-01

0.71768D-01 0.72226D-01 0.65668D-01 0.59764D-01 0.56355D-01

0.52804D-01 0.46433D-01 0.35734D-01 0.27279D-01 0.21424D-01

0.16123D-01 0.13349D-01 0.10361D-01 0.76496D-02

ДАВЛЕНИЕ НА ОСИ

0.56194D+00 0.55578D+00 0.54637D+00 0.52102D+00 0.48335D+00

0.43270D+00 0.37243D+00 0.30808D+00 0.24537D+00 0.18695D+00

0.13622D+00 0.95373D-01 0.64684D-01 0.43511D-01 0.29144D-01

0.19379D-01 0.12858D-01 0.85865D-02 0.58484D-02 0.40113D-02

0.27393D-02 0.18864D-02 0.13412D-02 0.10964D-02

ДАВЛЕНИЕ НА СТЕНКЕ

0.56194D+00 0.23164D+00 0.20217D+00 0.16906D+00 0.14616D+00

0.13840D+00 0.12435D+00 0.94758D-01 0.71147D-01 0.60189D-01

0.54500D-01 0.56456D-01 0.53365D-01 0.37806D-01 0.26781D-01

0.21448D-01 0.21307D-01 0.19288D-01 0.13545D-01 0.10248D-01

0.73521D-02 0.54285D-02 0.45465D-02 0.46156D-02

МАХ НА ОСИ

0.10000D+01 0.10100D+01 0.10254D+01 0.10672D+01 0.11307D+01

0.12198D+01 0.13335D+01 0.14686D+01 0.16211D+01 0.17934D+01

0.19844D+01 0.21911D+01 0.24093D+01 0.26275D+01 0.28454D+01

0.30659D+01 0.32875D+01 0.35066D+01 0.37166D+01 0.39250D+01

0.41385D+01 0.43506D+01 0.45475D+01 0.46653D+01

МАХ НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.16583D+01 0.17446D+01 0.18548D+01 0.19423D+01

0.19747D+01 0.20375D+01 0.21941D+01 0.23554D+01 0.24481D+01

0.25028D+01 0.24834D+01 0.25144D+01 0.27027D+01 0.28896D+01

0.30093D+01 0.30129D+01 0.30664D+01 0.32572D+01 0.34080D+01

0.35887D+01 0.37548D+01 0.38526D+01 0.38443D+01

ЛАМДА НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.15341D+01 0.15947D+01 0.16691D+01 0.17256D+01

0.17459D+01 0.17846D+01 0.18764D+01 0.19642D+01 0.20118D+01

0.20388D+01 0.20293D+01 0.20445D+01 0.21320D+01 0.22112D+01

0.22583D+01 0.22596D+01 0.22798D+01 0.23474D+01 0.23966D+01

0.24509D+01 0.24969D+01 0.25223D+01 0.25202D+01

ВХОД В SUBR PRINT L0= 1 L= 0 L1= 1
RK= 0.19936E+03ММ RKR= 0.13028E+03ММ RC= 0.71926E+03ММ
R1K= 0.19936E+03ММ RR1= 0.13030E+03ММ RR2= 0.00000E+00ММ
ALFA1= 0.40002E+02ГРАД. ALFA2= 0.00000E+00ГРАД. ALFA3= 0.00000E+00ГРАД.
K= 0.12131E+01 TK= 0.27030E+04K PK= 0.14530E+08Н/КВ.М
МОЛ.ВЕС= 0.24105E+02КГ/КМОЛЬ ДИН.ВЯЗ.= 0.38750E-04Н.СЕК/КВ.М
rew0(n)= 0.24133E+10 RE2= 0.13355E+09 RE3= 0.19374E+09
РАЗМЕРЫ ДЛЯ СПРАВКИ
XC= 0.39872E+03ММ X1= 0.83632E+02ММ X2= 0.00000E+00ММX3=-0.93258E+01ММ
X6= 0.12796E+03ММ XD= 0.60098E+03ММ XCB= 0.16939E+04ММ
КОЛИЧЕСТВО ТОЧЕК N= 39

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ В ЯДРЕ ПОТОКА

X,ММ	R,ММ	Q	GAM(J)	MAX	PI	УД.ИМП	ТЯГ.КОМПЛ
25.492	197.698	0.434	0.0000	0.2670	.95783913	3553.9	2.396
125.171	197.669	0.434	0.0000	0.2670	.95783913	3553.9	2.396
224.851	197.651	0.434	0.0000	0.2670	.95783913	3553.9	2.396
324.530	197.636	0.434	0.0000	0.2670	.95783913	3553.9	2.396
424.210	197.648	0.434	0.0000	0.2670	.95783913	3553.9	2.396
451.935	192.056	0.460	0.0000	0.2843	.95236963	3371.8	2.274
476.898	183.330	0.505	0.0000	0.3152	.94182783	3100.4	2.090
498.570	172.502	0.570	0.0000	0.3623	.92398959	2785.7	1.878
516.807	160.583	0.658	0.0000	0.4306	.89461178	2469.6	1.665
532.151	149.935	0.755	0.0000	0.5161	.85276634	2216.4	1.494
545.608	142.627	0.834	0.0000	0.5994	.80746257	2060.9	1.390

557.819	137.635	0.896	0.0000	0.6798	.76066262	1964.8	1.325
569.196	134.216	0.942	0.0000	0.7587	.71262300	1904.8	1.284
580.031	131.976	0.974	0.0000	0.8375	.66348070	1868.9	1.260
590.558	130.698	0.994	0.0000	0.9175	.61327904	1850.1	1.247
600.982	130.281	1.000	0.0000	1.0000	.56195825	1781.0	1.000
611.406	133.568	0.951	0.0000	1.2199	.43059877	2230.1	1.252
622.625	137.550	0.897	0.0000	1.3554	.35961196	2274.5	1.277
634.815	142.465	0.836	0.0000	1.4776	.30235407	2323.0	1.304
648.230	148.801	0.767	0.0000	1.6014	.25116992	2377.2	1.335
663.275	155.995	0.697	0.0000	1.7104	.21172759	2427.2	1.363
680.244	163.692	0.633	0.0000	1.8183	.17779012	2477.9	1.391
699.356	173.201	0.566	0.0000	1.9344	.14648657	2532.6	1.422
721.233	186.415	0.488	0.0000	2.0618	.11668278	2592.2	1.456
747.157	203.018	0.412	1.1686	2.2159	.08884538	2662.6	1.495
778.475	222.348	0.343	1.1690	2.3707	.06719065	2730.6	1.533
816.466	244.218	0.285	1.1699	2.5231	.05082599	2794.5	1.569
862.449	264.291	0.243	1.1712	2.6474	.04040137	2844.1	1.597
916.127	288.549	0.204	1.1722	2.7823	.03144886	2895.3	1.626
979.492	320.409	0.165	1.1731	2.9391	.02371055	2951.1	1.657
1056.116	358.587	0.132	1.1738	3.1062	.01736202	3006.8	1.688
1149.258	399.971	0.106	1.1743	3.2666	.01288911	3056.1	1.716
1260.881	434.274	0.090	1.1746	3.3873	.01031357	3090.9	1.735
1388.151	471.989	0.076	1.1748	3.5098	.00823971	3124.0	1.754
1532.852	516.683	0.064	1.1749	3.6435	.00646317	3158.0	1.773
1698.402	561.215	0.054	1.1749	3.7648	.00519703	3186.7	1.789
1884.824	616.972	0.045	1.1749	3.9069	.00403830	3218.3	1.807
2097.378	672.404	0.038	1.1749	4.0374	.00321313	3245.3	1.822
2294.882	718.131	0.033	1.1749	4.1384	.00269862	3265.0	1.833

X(J)	DZTR	DZRS	FUD	IUDD	KTPD
0.4242E+03	0.2980E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3554E+04	0.2372E+01
0.4519E+03	0.3173E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3372E+04	0.2250E+01
0.4769E+03	0.3443E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3100E+04	0.2069E+01
0.4986E+03	0.3777E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2786E+04	0.1859E+01
0.5168E+03	0.4137E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2469E+04	0.1648E+01
0.5322E+03	0.4479E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2216E+04	0.1479E+01
0.5456E+03	0.4847E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2061E+04	0.1375E+01
0.5578E+03	0.5224E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1965E+04	0.1311E+01
0.5692E+03	0.5606E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1905E+04	0.1271E+01
0.5800E+03	0.5994E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1869E+04	0.1247E+01
0.5906E+03	0.6385E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1850E+04	0.1235E+01
0.6010E+03	0.6745E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1781E+04	0.1231E+01
0.6114E+03	0.6684E-04	0.8654E-02	0.9768E+00	0.2178E+04	0.1225E+01
0.6226E+03	0.7198E-04	0.1659E-01	0.9711E+00	0.2209E+04	0.1241E+01
0.6348E+03	0.7829E-04	0.2464E-01	0.9636E+00	0.2238E+04	0.1257E+01
0.6482E+03	0.8509E-04	0.3378E-01	0.9520E+00	0.2263E+04	0.1270E+01
0.6633E+03	0.9262E-04	0.4124E-01	0.9509E+00	0.2308E+04	0.1296E+01
0.6802E+03	0.1006E-03	0.4608E-01	0.9552E+00	0.2367E+04	0.1328E+01
0.6994E+03	0.1086E-03	0.5138E-01	0.9475E+00	0.2400E+04	0.1345E+01
0.7212E+03	0.1166E-03	0.5947E-01	0.9278E+00	0.2405E+04	0.1350E+01
0.7472E+03	0.1252E-03	0.6711E-01	0.9209E+00	0.2452E+04	0.1375E+01
0.7785E+03	0.1353E-03	0.7177E-01	0.9253E+00	0.2527E+04	0.1416E+01
0.8165E+03	0.1480E-03	0.7223E-01	0.9331E+00	0.2608E+04	0.1460E+01
0.8624E+03	0.1612E-03	0.6567E-01	0.9580E+00	0.2725E+04	0.1525E+01
0.9161E+03	0.1756E-03	0.5976E-01	0.9554E+00	0.2766E+04	0.1548E+01
0.9795E+03	0.1907E-03	0.5635E-01	0.9464E+00	0.2793E+04	0.1563E+01
0.1056E+04	0.2067E-03	0.5280E-01	0.9472E+00	0.2848E+04	0.1593E+01
0.1149E+04	0.2258E-03	0.4643E-01	0.9566E+00	0.2923E+04	0.1636E+01
0.1261E+04	0.2444E-03	0.3573E-01	0.9776E+00	0.3022E+04	0.1691E+01
0.1388E+04	0.2657E-03	0.2728E-01	0.9790E+00	0.3059E+04	0.1712E+01
0.1533E+04	0.2885E-03	0.2142E-01	0.9774E+00	0.3086E+04	0.1727E+01
0.1698E+04	0.3079E-03	0.1612E-01	0.9825E+00	0.3131E+04	0.1753E+01
0.1885E+04	0.3315E-03	0.1335E-01	0.9786E+00	0.3149E+04	0.1764E+01

```
 0.2097E+04   0.3526E-03   0.1036E-01   0.9834E+00   0.3191E+04   0.1788E+01
 0.2295E+04   0.3574E-03   0.7650E-02   0.9867E+00   0.3222E+04   0.1805E+01
                  MUS=0.98972E+00
```

Результаты расчета профилей термогазодинамических параметров на срезе сопла ЖРД с использованием программного модуля SPPSPMX

```
              МАССИВ ПОПЕРЕЧНОЙ ОРДИНАТЫ ОТ ОСИ ДО СТЕНКИ
 0.00000E+00   0.10250E+03   0.20500E+03   0.30750E+03   0.40999E+03
 0.51249E+03   0.61499E+03   0.71749E+03   0.71767E+03   0.71784E+03
 0.71802E+03   0.71820E+03   0.71837E+03   0.71855E+03   0.71873E+03
 0.71890E+03   0.71908E+03   0.71926E+03
                  ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПРОДОЛЬНОЙ СКОРОСТИ
 0.27232D+04   0.27023D+04   0.26747D+04   0.26199D+04   0.26026D+04
 0.26008D+04   0.25956D+04   0.25956D+04   0.23250D+04   0.22546D+04
 0.21163D+04   0.19132D+04   0.16609D+04   0.13742D+04   0.10627D+04
 0.73080D+03   0.37853D+03   0.26683D+01
                  ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЖЕНИЯ
 0.21400E+04   0.23553E+04   0.25155E+04   0.26627E+04   0.28123E+04
 0.29773E+04   0.26423E+04   0.17160E+04   0.17144E+04   0.17128E+04
 0.17112E+04   0.17096E+04   0.17080E+04   0.17064E+04   0.17048E+04
 0.17032E+04   0.17016E+04   0.17000E+04
                  ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ СТАТИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ
 0.64473E+03   0.73487E+03   0.81997E+03   0.94066E+03   0.10175E+04
 0.10798E+04   0.96515E+03   0.62680E+03   0.68483E+03   0.69641E+03
 0.71494E+03   0.73201E+03   0.73639E+03   0.71874E+03   0.67229E+03
 0.59152E+03   0.47052E+03   0.30135E+03
                   ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ЧИСЛА МАХА
 0.46653D+01   0.45490D+01   0.44051D+01   0.41449D+01   0.40686D+01
 0.40609D+01   0.40382D+01   0.40382D+01   0.34606D+01   0.33279D+01
 0.30830D+01   0.27544D+01   0.23840D+01   0.19965D+01   0.15965D+01
 0.11704D+01   0.67973D+00   0.59872D-02
              ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ БЕЗРАЗМЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ
 0.10964D-02   0.13366D-02   0.17100D-02   0.20584D-02   0.20584D-02
 0.20584D-02   0.42819D-02   0.42819D-02   0.42819D-02   0.42819D-02
 0.42819D-02   0.42819D-02   0.42819D-02   0.42819D-02   0.42819D-02
 0.42819D-02   0.42819D-02   0.46156D-02
              ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПЛОТНОСТИ [кг/м**3]
 0.71639D-01   0.76620D-01   0.87853D-01   0.92182D-01   0.85222D-01
 0.80302D-01   0.18689D+00   0.28778D+00   0.26339D+00   0.25901D+00
 0.25230D+00   0.24642D+00   0.24495D+00   0.25097D+00   0.26831D+00
 0.30494D+00   0.38336D+00   0.64523D+00
выход из POPR   xk= 0.12131E+01

rkr0= 0.13030E+03mm  akr= 0.10110E+04m/c
eps(m)= 0.62181E+00  roks= 0.15585E+02кг/куб.м  mus= 0.98972E+00
Расход m= 0.51694E+03кг/с
iudd= 0.32215E+04m/c  Тяга= 0.16653E+07H
```

3 Результаты расчета параметров сопряженного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры ЖРД

```
МАССИВ ЗНАЧЕНИЙ ПРОДОЛЬНОЙ КООРДИНАТЫ X ТЕОРЕТИЧЕСКОГО КОНТУРА  КАМЕРЫ ЖРД

        0.25492E+02 0.12517E+03 0.22485E+03 0.32453E+03 0.42421E+03
        0.45193E+03 0.47690E+03 0.49857E+03 0.51681E+03 0.53215E+03
        0.54561E+03 0.55782E+03 0.56920E+03 0.58003E+03 0.59056E+03
```

0.60098E+03 0.61141E+03 0.62263E+03 0.63482E+03 0.64823E+03
0.66328E+03 0.68024E+03 0.69936E+03 0.72123E+03 0.74716E+03
0.77848E+03 0.81647E+03 0.86245E+03 0.91613E+03 0.97949E+03
0.10561E+04 0.11493E+04 0.12609E+04 0.13882E+04 0.15329E+04
0.16984E+04 0.18848E+04 0.20974E+04 0.22949E+04

НАЧАЛЬНАЯ ТЕМПЕРАТУРА СТЕНКИ КАМЕРЫ ЖРД
массив tws(j),K ks= 5 m=16 n=39

0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03
0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03 0.30000E+03

ЗАДАВАЕМАЯ ТЕМПЕРАТУРА ПРИСТЕНКА ВДОЛЬ СТЕНКИ КАМЕРЫ ЖРД
массив twa(j),K

0.30000E+03 0.37500E+03 0.45000E+03 0.52500E+03 0.60000E+03
0.77253E+03 0.92786E+03 0.10627E+04 0.11762E+04 0.12717E+04
0.13554E+04 0.14314E+04 0.15022E+04 0.15696E+04 0.16351E+04
0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04
0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04
0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04
0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04
0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04 0.17000E+04
Выход из subr param

Массив значений критерия Нуссельта Nut(j)

0.58469E+03 0.42026E+05 0.73611E+05 0.10375E+06 0.13259E+06
0.14668E+06 0.16712E+06 0.19470E+06 0.23038E+06 0.26962E+06
0.30283E+06 0.32963E+06 0.35071E+06 0.36650E+06 0.37726E+06
0.38306E+06 0.28554E+06 0.27102E+06 0.24895E+06 0.23256E+06
0.22996E+06 0.22022E+06 0.18934E+06 0.16071E+06 0.14830E+06
0.14417E+06 0.15508E+06 0.15721E+06 0.12997E+06 0.10765E+06
0.98253E+05 0.10628E+06 0.10787E+06 0.90414E+05 0.80324E+05
0.68638E+05 0.60002E+05 0.58019E+05 0.64150E+05

Массив значений коэффициента конвективного теплообмена α_k, $\frac{\text{Дж}}{\text{м}^2 \cdot c \cdot K}$

0.58255E+03 0.83606E+04 0.81520E+04 0.79606E+04 0.77832E+04
0.80820E+04 0.87259E+04 0.97244E+04 0.11100E+05 0.12616E+05
0.13821E+05 0.14715E+05 0.15343E+05 0.15734E+05 0.15907E+05
0.15872E+05 0.11629E+05 0.10839E+05 0.97652E+04 0.89337E+04
0.86335E+04 0.80615E+04 0.67418E+04 0.55487E+04 0.49425E+04
0.46117E+04 0.47298E+04 0.45390E+04 0.35328E+04 0.27368E+04
0.23166E+04 0.23028E+04 0.21303E+04 0.16219E+04 0.13049E+04
0.10063E+04 0.79271E+03 0.68884E+03 0.69608E+03

Массив значений величины удельного теплового потока q, $\frac{\text{Дж}}{\text{м}^2 \cdot c}$

0.19418E+05 0.62705E+06 0.12228E+07 0.17911E+07 0.23350E+07
0.38190E+07 0.54787E+07 0.74170E+07 0.97263E+07 0.12259E+08
0.14587E+08 0.16649E+08 0.18445E+08 0.19977E+08 0.21238E+08
0.22221E+08 0.16281E+08 0.15175E+08 0.13671E+08 0.12507E+08
0.12087E+08 0.11286E+08 0.94385E+07 0.77681E+07 0.69195E+07
0.64564E+07 0.66217E+07 0.63546E+07 0.49459E+07 0.38315E+07

```
 0.32433E+07  0.32240E+07  0.29825E+07  0.22706E+07  0.18268E+07
0.14089E+07  0.11098E+07  0.96437E+06  0.97451E+06
```