МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Н.В. Безменова, М.Е. Проданов, М.В. Силютин, С.А. Шустов

Численное моделирование внутрикамерных рабочих процессов жидкостных ракетных двигателей на базе НК-33 с использованием CAE/PDM-систем

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

УДК: 629.7.036

Авторы: **Безменова Наталья Витальевна,**
Проданов Михаил Евгеньевич,
Силютин Максим Владимирович,
Шустов Станислав Алексеевич

Рецензенты: д-р техн. наук, профессор Ю.И. Цыбизов
д-р техн. наук, профессор А.Н. Первышин

Безменова, Н.В. Численное моделирование внутрикамерных рабочих процессов жидкостных ракетных двигателей на базе НК-33 с использованием CAE/PDM-систем [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н.В. Безменова, М.Е. Проданов, М.В. Силютин, С.А. Шустов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т. им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (6,7 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM). - Систем. требования: ПК Pentium; Windows 98 или выше.

Рассмотрены основные понятия о классической технологии численного термогазодинамического моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД, а также о CFD-технологии, основанной на использовании полных уравнений Навье-Стокса. На примерах численного моделирования рабочих процессов в камере сгорания и сопле ЖРД на базе НК-33 изложены основы CAE-технологий расчёта средствами Ansys CFX и средствами классического термогазодинамического расчёта. Проводится сравнительный анализ возможностей и ограничений, используемых средств CAE-технологий, показано, что наиболее эффективным является интеграция возможностей классического термогазодинамического расчёта и CAE-технологий расчёта средствами Ansys CFX. Излагается технология интеграции данных расчёта на основе использования PDM-систем. В пособии содержится учебный пример, поясняющий порядок проведения численного моделирования внутрикамерных рабочих процессов жидкостных ракетных двигателей на базе НК-33 с использованием CAE/PDM-систем.

Учебное пособие предназначено для оказания методической помощи студентам старших курсов, изучающим современные методы численного моделирования рабочих процессов в тепловых двигателях, а также для преподавателей, проводящих лабораторно-практические занятия.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

ОГЛАВЛЕНИЕ

Наименование раздела	Стр.
Условные обозначения	5
Предисловие	8
Введение	10
1. Основные понятия о численном моделировании внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	14
1.1. Физические основы внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	14
1.2 Принципы формирования математических моделей внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	21
1.2.1 Классический подход к моделированию внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	22
1. 2.2 CFD- технология моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	29
1.2.3 Сравнительный анализ классической и CFD- технологий моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД	35
1. 3 Анализ структуры рабочих процессов маршевого ЖРД НК-33	37
1.3.1 Пневмогидравлическая схема и технические характеристик основных агрегатов ЖРД НК-33.....	37
1.3.2 Структура моделей внутрикамерных рабочих процессов ЖРД НК-33	42
2 Разработка CAE-технологии моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД с использованием программного комплекса Ansys CFX.....	49
2.1 Создание геометрической модели (CAD-модели) расчетной зоны.....	49
2.2 Создание сеточной модели расчетной зоны на базе геометрической модели.....	49
2.3 Создание расчетной модели на базе сеточной модели....	51
2.4 Получение решения, графическое представление и анализ результатов численного расчета	51
3 Разработка CAE-технологии моделирования влияния вязкости и теплообмена на течение продуктов сгорания в соплах маршевых ЖРД	53
3. 1 Физико-математическая модель учета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в соплах маршевых ЖРД в приближении турбулентного пограничного слоя	53

3. 2 Компьютерная реализация модели учета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в соплах маршевых ЖРД в приближении турбулентного пограничного слоя 56
4 Пример численного расчета внутрикамерных рабочих процессов ЖРД на базе НК-33 59
4.1 Назначение примера и структура решаемых задач 59
4.2. Результаты термодинамического расчета ЖРД НК в идеальном приближении 60
4.3 Результаты CAE- расчета внутрикамерных рабочих процессов ЖРД на базе НК-33 с использованием Ansys CFX 61
4.4 Результаты CAE- расчета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в сопле ЖРД НК-33 в приближении турбулентного пограничного слоя 66
5 PDM-технология хранения данных о численном моделировании внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД 68
Заключение 80
Список использованных источников 82
Приложения 84

Условные обозначения и индексы

Обозначения:

Греческий алфавит

$\alpha_{ок}$	коэффициент избытка окислителя
β	расходный комплекс
δ^*	толщина вытеснения пограничного слоя
δ^{**}	толщина потери импульса пограничного слоя
λ	коэффициент скорости
$\mu_г$	молекулярный вес газа
μ_δ	коэффициент, учитывающий уменьшение расхода из-за вязкости
$\mu_д$	коэффициент, учитывающий уменьшение расхода из-за двухмерного характера течения в области минимального сечения сопла
μ_c	коэффициент расхода сопла
π	газодинамическая функция давления
ρ	плотность
φ_β	коэффициент полноты расходного комплекса
φ_c	коэффициент сопла
$\zeta_р$	потери удельного импульса тяги в сопле из-за рассеивания
$\zeta_{тр}$	потери удельного импульса тяги в сопле из-за трения
$\zeta_{х.н.}$	потери удельного импульса тяги из -за химической неравновесности

Латинский алфавит

d	диаметр
$\overline{F}$	геометрическая степень расширения сопла
$\mathrm{J_у}$	удельный импульс тяги
$K_{P_П}$	тяговый комплекс в пустоте
$\dot{m}$	расход в единицу времени
M	число Маха
n	средний показатель изоэнтропы расширения
P	тяга
p	давление
r	радиус; ордината в цилиндрической системе координат
$\bar{r}$	безразмерный радиус, равный отношению текущего радиуса к радиусу стенки
Re_2	число Рейнольдса, вычисленное по диаметру минимального сечения и скорости потока в минимальном сечении
Re_3	число Рейнольдса, вычисленное по диаметру минимального сечения и максимальной скорости потока на выходе из сопла
s	продольная координата, связанная со стенкой сопла в уравнениях пограничного слоя
T	температура по шкале Кельвина
x	продольная координата
$\bar{x} = \frac{x_{\text{св}}}{\mathrm{r_*}}$	безразмерная длина сверхзвуковой части сопла
$\bar{y}_{\text{св}} = \frac{y_{\text{св}}}{\mathrm{r_*}}$	безразмерный радиус сверхзвуковой части сопла

Индексы:

нижние

0	состояние торможения
e	граница пограничного слоя
п	в пустоте
ст, w	стенка
э	экспериментальный

Верхние

д	действительный
ид	идеальный

Сечения камеры:

к	вход в камеру
с	вход в сопло
*	критическое сечение
а	выход из сопла

ПРЕДИСЛОВИЕ

Численное моделирование внутрикамерных процессов рабочих процессов маршевых ЖРД приобретает все большую актуальность как одна из ключевых технологий, обеспечивающих их конкурентоспособность за счет повышения качества проектных решений, сокращения сроков проектирования, а также сокращения сроков и затрат, связанных с их экспериментальной доводкой. Значительные возможности открывает использование технологии численного моделирования в учебном процессе ВУЗа за счет более детального изучения студентами физической картины рабочих процессов, протекающих в камере сгорания и сопле.

Данная дисциплина использует знания ,полученные в процессе изучения таких дисциплин, как физика, химия, математика, термодинамика,теория теплообмена, механика жидкости и газа.

В свою очередь, знания, полученные при изучении численного моделирования внутрикамерных процессов рабочих процессов маршевых ЖРД, используются в таких учебных дисциплинах, как теория и расчет ракетных двигателей, конструкция ракетных двигателей, системы автоматизированного проектирования ракетных двигателей, ракетные двигатели и промышленная экология, а также в курсовом и дипломном проектировании.

В результате изучения численного моделирования внутрикамерных процессов рабочих процессов маршевых ЖРД студент должен научиться решать следующие задачи:

- уметь формировать физическую модель проектируемого объекта, выделяя наиболее существенные физические свойства этого объекта и вводя обоснованные допущения ;
- выбрать наиболее подходящий метод математической формулировки сформированной физической модели : либо в рамках классического термогазодинамического подхода, либо используя CFD-технологию,

либо используя комбинацию термогазодинамического подхода с CFD-технологией;

- уметь сформировать геометрическую и сеточную модели исследуемого объекта и задать граничные и начальные условия, соответствующих физико-математической модели исследуемого объекта;
- получить численное решение расчетной модели, провести его анализ и проверку адекватности;
- сохранить все данные, связанные с постановкой задачи и ее решением, в едином информационном пространстве на основе использования PDM-технологии.

Данное учебное пособие имеет следующие особенности:

- в нем излагается описание всех этапов численного моделирования внутрикамерных процессов рабочих процессов маршевых ЖРД - от физической постановки задачи до получения решения и сохранения полученных данных в PDM-системе;
- описание технологии численного моделирования иллюстрируется примером ее реализации пименительно к внутрикамерным рабочим процессам маршевого ЖРД НК-33.

ВВЕДЕНИЕ

Численное моделирование внутрикамерных процессов маршевых ЖРД является разделом такой научной дисциплины, как теория ракетных двигателей, предметом которой является изучение и моделирование на этой основе рабочих процессов и основных характеристик ракетных двигателей. За рубежом научные дисциплины, предметом которых является теоретическое описание рабочих процессов различных технических объектов, получили название «инженерный анализ». Если такое теоретическое описание имеет компьютерную форму, то оно обозначается аббревиатурой CAE (Computer Aided Engeeniring).

Теория ракетных двигателей является сравнительно молодой научной дисциплиной , зарождение которой можно отнести к 40-м годам XX века. Ее развитие прошло через несколько этапов.

Первый этап охватывает примерный период с 1940 г по 1960 г. В этот период , в основном в Германии и СССР, создаются первые методики термодинамического расчета ракетных двигателей , основу которой составляют аналитические модели (Вернер фон Браун с сотрудниками, В.П. Глушко с сотрудниками, Ю.А. Победоносцев с сотрудниками и др.)

Второй этап охватывает примерный период с 1960 года по 1985 год. В этот период формируется классическая методика термогазодинамического расчета ракетных двигателей, основанная на использовании больших электронно –вычислительных машин (майн-фреймов). В нашей стране основной вклад в развитии теории ракетных двигателей внесли научные школы Казанского государственного технического университета имени А.Н.Туполева (ранее КАИ) (В.Е, Алемасов, А.Ф.Дрегалин с сотрудниками) , ИЦ имени М.В.Келдыша (ранее НИИТП- Ваничев , В.С. Авдуевский, У.Г Пирумов с сотр.) , ОАО «Энергомаш» имени В.П.Глушко (В.П.Глушко, Стернин с сотр.), РКК «Энергия» имени С.П. Королева (М.В.Мельников, Б. В. Соколов с сотр.), МГТУ имени Баумана (В.М.Кудрявцев , В.М.Поляев с сотр.) Основные результаты, полученные

в это время, нашли отражение в учебниках [2,3,4,5], фундаментальном справочнике [6] , первый том которого посвящен наиболее современным на момент его издания численным методам термогазодинамического расчета ракетных двигателе, а также монографиях [7,8]

В этот же период на базе, с одной стороны, бурного развития ЭЦВМ и быстрого роста их возможностей , а , с другой- развития методов численного моделирования, возникает и быстро развивается новая научная дисциплина , получившая в нашей стране название САПР (системы автоматизированного проектирования), а за рубежом – CAE/CAD . Разработанные численные методам термогазодинамического расчета ракетных двигателей были положены в основу такой новой на тот период научной дисциплины были положены в основу САПР ракетных двигателей.

Третий этап развития теория ракетных двигателей охватывает период примерно с 1985 г по настоящее время. Основные особенности этого периода развития теории ракетных двигателей состоят в следующем.

Во-первых, на основе углубления знаний о физике процессов в области физической газовой динамики и развития численных методов решения уравнений математической физики в ряде зарубежных и отечественных научных центров начинает быстро развиваться технология «глобального моделировани» на основе численного решения полных уравнений Навье-стокса (НИИ ВЦ МГУ (Б.М. Павлов, Г. Росляков с сотрудниками, ИЦ имени М.В.Келдыша (Г.П. Калмыков с сотр.) , ГИПХ (М.Х. Стрелец с сотрудниками), МАИ (У.Г. Пирумов с сотрудниками) , КГТУ имени А.Н.Туполева (А.Ф. Дрегалин с сотр.) . Основные результаты развития технологии математического моделирования на этом этапе на изложены в монографиях [11, 12] .

Во-вторых, это появление персональных компьютеров с вычислительными возможностями, сравнимыми либо превышающих возможности майнфрейиов и имеющих весьма доступную цену . Это обеспечило дос-

тупность использования современных возможностей численного моделирования практически каждому специалисту , а также студенту в процессе его обучения в ВУЗе.

Широкое распространении персональных компьютеров позволило перейти на технологию коллективной работы большого числа специалистов. Это потребовало решения сложных проблем, связанных с формированием единой информационной среды, позволяющей одновременно работать большому количеству специалистов (или студентов) в реальном масштабе времени. Такая единая информационная среда получила название «единое информационное пространство » (ЕИП), а технология, обеспечивающая пользователю эффективную работу в ЕИП, получила название PDM-технология.

Основные результаты развития CFD-технологии изложены в [8,9].

Отметим, что в настоящее время CFD-технология существует в двух вариантах :

а) в «в полноразмерном формате» на основе использования собственных физико-математических моделей , их численной реализации в виде программных комплексов и использования этих моделей в компьютерной форме для решения проектных задач в конкретной предметной области (в частности, для создания ракетных двигателей);

б) в «укороченном » формате , когда для решения проектных задач в конкретной предметной области используется коммерческие программных комплексов, обеспечивающих реализацию технологии CFD-моделирования; примерами таких программных комплексов являются Ansys CFX и Ansys Fluent.

Таким образом , такой эффективное изучение и последующее использование больших возможностей такого раздела современной теории ракетных двигателей, как численное моделирование внутрикамерных процессов ,требует знания таких фундаментальных научных дисциплин, как газовая динамика, химическая термодинамика, теория теплооб-

мена, уравнения математической физики и методы их численного решения, информатика. Часть этих дисциплин изучалась на первых трех курсах в рамках общенаучной подготовки, другая часть дисциплин подлежит освоению в процессе изучения методов численного моделирования внутрикамерных процессов ракетных двигателей.

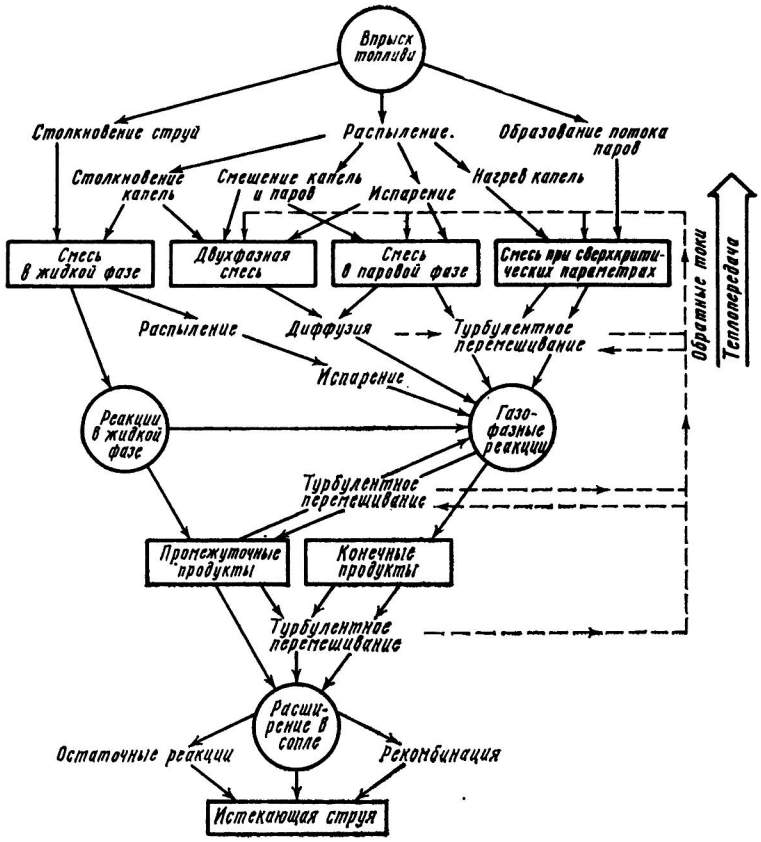
1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ВНУТРИКАМЕРНЫХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ МАРШЕВЫХ ЖРД

В соответствии с [1,2, 9,10] численное моделирование внутрикамерных рабочих процессов ЖРД включает следующие основные этапы: выявлении физической картины этих рабочих процессов, формирования математической модели выявленных физических процессов, численную реализацию полученной физико-математической модели в виде компьютерной модели , использование компьютерной модели для получения необходимой информации о внутрикамерных рабочих процессах ЖРД и обобщенных характеристиках этих процессов в виде коэффициентов потерь в камере сгорания и сопле. В связи с этим рассмотрим основные этапы численного моделирования внутрикамерных рабочих процессов ЖРД более детально.

1.1 Физические основы внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД

Физические основы внутрикамерных рабочих процессов ЖРД изложены в базовом учебнике по теории ракетных двигателей [2] . В общем случае физическая картина рабочего процесса в камере сгорания ЖРД представляет собой совокупность параллельно- последовательных и взаимосвязанных физико-химических превращений, схематично показанных на рисунке 1.1 [2].

Физико-химические преобразования топлива, составляющие рабочий процесс в камере сгорания, должны быть организованы так, чтобы обеспечить максимальную полноту сгорания топлива и устойчивое протекание процессов в камере, необходимое для надежной и безопасной работы ЖРД. Промежуток времени $\tau_{\text{пр}}$ от момента впрыска до полного превращения топлива в продукты сгорания — время преобразования — является важной характеристикой рабочего процесса.



1.1 Структурная схема внутрикамерных рабочих процессов в ЖРД

Превращение топлива в продукты сгорания происходит в несколько стадий – распыл, смешение, массообмен между фазами, горение . Рассмотрим физическую сущность этих стадий.

Начальной стадией является распыление компонентов топлива. В камерах ЖРД , работающих по схеме газ—жидкость, процессы, связанные с нагревом и газификацией окислителя, исключаются.

В результате распыления и дробления поступающий из форсунок керосин образуют капли различных размеров. За счет теплоты, поступающей из зоны горения, капли компонентов нагреваются и испаряются; газообразные горючее и окислитель смешиваются, в процессе смешения происходят экзотермические газофазные реакции горения.

Процесс распыления керосина - распад струи или пелены компонентов, истекающих из форсунок, на капли - можно рассматривать как

две последовательно протекающие стадии: распад струи или пелены, выбрасываемой из сопла форсунки, на капли и дробление капель на более мелкие, (вторичное дробление). Оба явления обусловлены воздействием на струю и капли ряда внешних (по отношению к жидкости) и внутренних сил. К внешним относят силы взаимодействия со средой, в которую производится впрыск жидкости. Величина этой силы пропорциональна квадрату относительной скорости жидкости, плотности окружающей среды и квадрату диаметра капли. Внешними являются и силы, возникающие при взаимном соударении струй и капель или при ударе их о препятствие.

Уровень турбулентности жидкости определяется как естественной турбулентностью, так и особенностями конструкции форсунок, возмущениями на входе в форсунку, шероховатостью каналов и другими причинами. Внутренние молекулярные силы представляют собой силы вязкости, проявляющиеся во внутренних слоях жидкости, и силы поверхностного натяжения на границе двух сред — жидкости и газа. Силы вязкости препятствуют дроблению струи, так как уменьшают ее турбулентность и поглощают часть энергии движущейся жидкости. Силы поверхностного натяжения, стремящиеся свести к минимуму поверхность данного объема жидкости, также препятствуют распаду струй и капель. Действие внутренних молекулярных сил ослабевает при повышении температуры. В частности, силы поверхностного натяжения равны нулю при критической температуре, значения которой для компонентов ЖРД относительно низки. Если компонент впрыскивается при давлении выше критического, то после достижения критической температуры струя распадается без каплеобразования.

Тонкий и равномерный распыл — необходимое условие для эффективного смешения и газификации компонентов топлива. Формирование факела распыла — случайный процесс. Измерения показывают, что в одной и той же точке вблизи смесительной головки образуются капли раз-

личных размеров, и даже одинаковые капли имеют различные скорости. Поэтому такие параметры распыла, как диаметр капель d_s и их скорость ω_s в любой точке камеры являются случайными величинами и для описания характеристик распыла требуется статическое рассмотрение с привлечением функций распределения.

Основная задача смешении – обеспечить равномерное распределение соотношения компонентов k_m и расходонапряженности $\dot{m}_F = \dot{m}_\Sigma / F_к$ по площади смесительной головки. Это имеет большое значение для достижения высокой эффективности горения — полного тепловыделения в минимальном объеме. Эксперименты показывают, что неравномерности соотношения компонентов по поперечному сечению, масштаб которых превосходит шаг между форсунками, мало выравниваются при движении по камере сгорания и приводят к неполному сгоранию топлива.

Для головок камер, работающих по схеме газ — жидкость, смешение компонентов происходит в некотором объеме камеры в процессе переноса и газификации капель в газовой среде (продуктах газогенерации, неполного горения или парах компонента. Окончательное перемешивание компонентов топлива происходит в газовой фазе и обеспечивается газофазными процессами — в основном турбулентной диффузиией. В случае тонкого распыла и быстрой газификации компонентов, а также при взаимодействии жидких и газовых струй на выходе из двухкомпонентных коаксиальных газожидкостных форсунок газофазное смешение может являться определяющим процессом для достижения высокой полноты сгорания.

Смешение в газовой фазе сопровождается химическими реакциями, которые оказывают влияние на процесс смешения, например, разделяют струи компонентов и замедляют смешение, или, наоборот, турбулизируют поток и способствуют смешению.

Перейдем к рассмотрению физической сущности процессов массообмена между фазами. Массообмен между жидкой и газовой фазами протекает совместно с теплообменом и сопровождается химическими реакциями в газовой фазе. Требуемое для прогрева и испарения (при впрыске компонентов при докритическом давлении) капель количество теплоты может быть довольно значительным. На режиме запуска двигателя теплоподвод для подогрева и испарения части компонентов осуществляется от специального зажигательного устройства , а на установившемся режиме — из зоны развитого горения. В последнем случае только незначительная часть необходимой теплоты подводится из зоны горения лучеиспусканием и теплопроводностью, основная же масса теплоты поступает за счет конвективного переноса. Решающую роль в этом явлении играют так называемые «обратные токи». Они возникают в результате эжектирующего эффекта при обмене количеством движения между впрыскиваемыми компонентами и продуктами сгорания. Компонент увлекает за собой попутные потоки газа, одновременно с которыми появляются и обратные (рециркуляционные) токи . Рециркуляционный поток газа может состоять из непрореагировавшей газовой фазы компонентов и продуктов сгорания.

Влияние обратных токов на рабочий процесс может быть различным: оно зависит от масштаба — шага между форсунками, характера распыла (струи, центробежный распыл и т. д.), состава и температуры продуктов сгорания. Уменьшение шага между форсунками приводит к тому, что большая часть сечения заполняется факелами распыла, зона обратных токов сужается и условия конвективного теплоподвода из зоны горения ухудшаются. Чрезмерное увеличение шага между форсунками помимо ухудшения смешения может сделать более напряженными термические условия работы головки, которая в этрм случае «открыта» для горячих обратных токов. Увеличение давления в камере сгорания способствует интенсификации конвективного переноса теплоты.

Расчеты движения испаряющихся одиночных капель в среде продуктов сгорания показывают, что длина участка камеры сгорания, необходимая для полного испарения капель определенного размера, сокращается при уменьшении начальной скорости капель, при увеличении давления в камере сгорания и скорости газа (что может быть достигнуто, например, уменьшением относительной площади камеры сгорания $\overline{F}_к = F_к / F_*$). Длина участка полного испарения сокращается также при увеличении начальной температуры капель в результате, например, подогрева компонента в тракте охлаждения камеры. В то же время сравнительно большое изменение температуры газа в камере сгорания не оказывает заметного влияния на скорость испарения.

Давление в камере сгорания современных ЖРД часто превышает критическое давление впрыскиваемого жидкого компонента. После нагрева капли до критической температуры она сразу переходит в газообразное состояние (не требуется подведения теплоты фазового перехода) и «размывание» капли определяется диффузионными процессами. Если считать справедливым предположение о мгновенном выделении массы, а каплю — ее точечным источником, то распределение концентрации вещества капли по радиусу R в момент времени т можно найти по формуле

$$c(R,\ \tau) = \frac{r_{з}^{3}\rho_{ж}}{3\sqrt{4\pi}\,(RD)^{3/2}} \exp(-R^2/4D\tau), \qquad (1.1)$$

где D — коэффициенты турбулентной диффузии.

Перейдем к рассмотрию основных физических процессов, связанных с горением. Характерным отличием камер сгорания ЖРД является отсутствие фронтовых стабилизирующих устройств, благодаря которым в камерах сгорания ВРД создаются условия для образования устойчивого фронта пламени. Смесеобразование, воспламенение и стационарное горение в ЖРД обеспечивают без таких устройств за счет относительно низких скоростей движения среды в зоне подготовки и горения и главным образом за счет механизма переноса теплоты обратными токами. Цирку-

ляцию продуктов горения в зону подготовки топлива можно назвать естественной стабилизацией пламени.

Смесь в камере сгорания в значительной части процессов преобразования топлива является двухфазной. Взаимодействие фаз между собой, теплоотдача от продуктов сгорания, сильно развитая турбулентность потока и диффузионные потоки ускоряют подготовительные процессы и собственно горение. Общая картина всего комплекса явлений очень сложна и в значительной степени зависит от природы топлива, конструкции камеры сгорания и системы смесеобразования.

При смешении паров горючего и окислителя протекают химические реакции в газовой фазе, приводящие к образованию конечных продуктов сгорания. Горение газообразных горючего и окислителя является гомогенным. Выделяя различные виды горения, необходимо отметить и гетерогенное горение, которое происходит на поверхности раздела фаз. Одно из реагирующих веществ находится в жидкой фазе, другое доставляется к поверхности диффузией из газовой фазы. Однако в большинстве случаев от поверхности капли идет поток пара и горение происходит в процессе смешения этого пара со вторым компонентом, присутствующим в газовой фазе. Такое горение можно назвать диффузионным квазигетерогенным.

Если жидкие компоненты топлива подаются в камеру сгорания при сверхкритическом давлении, то после нагрева капель до критической температуры процесс горения отличается качественно и количественно от горения капель при докритическом давлении. При сверхкритических параметрах поверхностные слои капли представляют собой «сгусток» молекул и скорость процессов горения определяется диффузионным размыванием его и конвективным переносом.

На основании опубликованных результатов экспериментальных исследований процесс стационарного горения можно характеризовать сле-

дующим образом. Горение является в основном гомогенным, с существенной химической неоднородностью и турбулентностью, характер которых полностью определяется системой смесеобразования. Некоторая часть топлива в форме наиболее крупных капель выгорает по закономерности гетерогенного или квазигетерогенного горения. Наблюдается зона горения довольно большой протяженности с размытыми очертаниями. Причины этого — взаимное наложение друг на друга подготовительных процессов и процессов собственно горения, а также крупномасштабная турбулентность и местные разрывы фронта пламени, выбросы языков пламени и т. п. Однако на некотором расстоянии от головки (порядка нескольких десятков миллиметров) можно выделить условный фронт пламени небольшой толщины, характеризующийся тем, что в его пределах выделяется основная часть теплоты. Обычно процесс горения характеризуется неоднородностью полей состава, температуры и скорости, определяемой расположением форсунок . Применительно к ЖРД на базе НК-33 неоднородностью полей состава, температуры и скорости, определяемой расположением форсунок , связана с созданием зоны пониженной температуры газа вблизи стенок камеры сгорания (пристенка).

1.2 Принципы формирования математических моделей внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД

Математические модели рабочего процесса в камере ЖРД разрабатываются для расчета параметров смеси в ее объеме , в том числе и на входе в сопло. Значения последних позволяют оценить влияние рабочего процесса в камере сгорания на параметры потока в сопле. На основе математической модели представляется, во-первых, возможным оценить влияние отдельных факторов (размеров капель, моделей взаимодействия капель между собой и с газовой фазой и др.) на процесс преобразования

топлива, а во-вторых- расчетным путем определить как интегральную энергетическую характеристику камеры ЖРД- удельный импульс тяги в пустоте, так и коэффициенты камеры сгорания $\varphi_к$ и сопла φ_c, характеризующие степень эффективности организации рабочих процессов .

В настоящее время существует две основные точки зрения на указанные возможности математического моделирования внутрикамерных процессов в ЖРД .

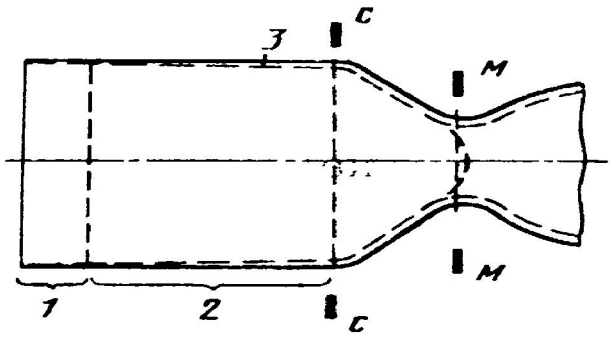
Первая из них, которую будем называть классической, наиболее полно изложена в [2] и заключается в следующем.

1.2.1 Классический подход к моделированию внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД

В рамках этого подхода считается, что построение достаточно точной и полной теоретической модели различных физико-химических и гидродинамических явлений, в комплексе и взаимосвязи определяющих рабочий процесс в камере сгорания, по-видимому, невозможно из-за отсутствия данных по многим элементарным механизмам взаимодействия.

В зависимости от агрегатного состояния компонентов на входе в смесительную головку (жидкость — жидкость, газ — жидкость, газ — газ) при построении математической модели рабочего процесса можно выделять разные лимитирующие физические факторы. Например, для системы газ — жидкость, характерной для ЖРД НК-33, определяющим фактором может быть как скорость испарения, так и скорость перемешивания с жидкостью струй вводимого газа, а затем — скорость перемешивания газообразных струй с различным химическим составом. и

При построении математической модели на основе известных качественных зависимостей изменения температуры по длине камеры сгорания ее объем условно подразделяют на различные зоны (рисунок 1.2).



J — зона смесеобразования; 2 — зона испарения и горения; 3 — область пограничного слоя

Рисунок 1.2 – Зоны рабочих процессов в камере сгорания ЖРД

Зона смесеобразования (ввод, распыление и предварительное смешение компонентов топлива), прилегающая к смесительной головке камеры, практически не поддается математическому моделированию. Поэтому параметры двухфазной среды на выходе из этой зоны задают на основе экспериментальных данных для конденсированной фазы (функция распределения капель по размерам) и некоторых допущений относительно состава и других свойств газовой фазы.

Так, в случае схемы газ - жидкость считают, что газовая фаза — это продукты газогенерации при известном соотношении компонентов и пары впрыскиваемого жидкого компонента. Параметры в зоне испарения и горения рассчитывают на основе теории неравновесных двухфазных течений. В уравнениях и формулах, получаемых на основе этой теории, необходимо учитывать влияние испарения на размеры частиц, теплоотдачу и трение между газом и частицами (каплями), изменение состава газовой фазы по длине камеры сгорания из-за испарения и неравновесных химических реакций в газовой фазе. Известными принимают параметры двухфазной смеси на выходе из зоны смесеобразования; результат расчета — распределение параметров по длине камеры. Для расчета неравновесных

двухфазных газожидкостных течений может быть использована математическая модель [12].

На основе математической модели могут быть проведены приближенные теоретические исследования лишь некоторых специальных вопросов рабочего процесса, например, может быть рассчитана кривая выгорания топлива, оценен период запаздывания $\tau_з$ для исследования динамических характеристик камеры сгорания и др. В сложившейся практике проектирования камеры сгорания удовлетворительные результаты могут быть получены при использовании достаточно простых эмпирических зависимостей.

Для оценки совершенства процессов в камере сгорания и сопле ЖРД используется система коэффициентов, характеризущая отклонения реальных параметров от идеальных . Для определения идеальных параметров используется термодинамическая модель идеального ракетного двигателя . Так, неоднородные распыл и распределение соотношения компонентов топлива, а также расходонапряженности по поперечному сечению камеры, неполное сгорание и другие причины уменьшают тепловыделение и приводят к изменениям параметров продуктов сгорания (температуры и давления торможения, химического состава) по сравнению с их значениями для идеальной модели процесса: однородного потока при полном адиабатном и изобарном горении. Эти изменения вызывают уменьшение важнейшего показателя камеры — удельного импульса тяги. Если пренебречь влиянием отклонений реальных параметров процессов в камере сгорания от идеальных на эффективность процесса расширения, например, пренебречь влиянием изменения состава продуктов сгорания на входе в сопло на потери из-за химической неравновесности или на величину идеального удельного импульса при течении в сопле заданной геометрии, то можно записать

$$\varphi_J = J_{\text{у.п}} / \mathrm{J}^{\text{ид}}_{\text{у.п}} = \varphi_к \cdot \varphi_c \qquad (1.2)$$

где φ_J — коэффициент полноты удельного импульса; $\varphi_к$ — коэффициент камеры, оценивающий совершенство процессов в камере сгорания; $\varphi_с$ — коэффициент сопла, оценивающий совершенство процессов в сопле . Коэффициент φ_J вычисляют по измеренным ($J_{у.п}$) и рассчитанным ($J^{ид}_{у.п}$) значениям удельного импульса в пустоте, значения коэффициента сопла φ_c определяют в процессе термогазодинамического расчета .

Коэффициентом камеры сгорания $\varphi_к$ называют отношение действительной характеристической скорости в камере c_* к идеальной $c^{ид}_*$, вычисленной при тех же значениях соотношения компонентов k_m и давления в камере сгорания p_k:

$$\varphi_k = c_* / c^{ид}_* \qquad (1.3)$$

В зависимости 1.3 для характеристической скорости используется выражение

$$c_* = \frac{p_{oM} \cdot F_M}{\dot{m}} \qquad (1.4),$$

где индекс «М» соответствует значению параметра в минимальном сечении сопла.

Охарактеризуем особенности определения величин, входящих в формулу (1.3). Идеальное значение любого параметра вычисляется в предположении равновесного одномерного потока продуктов сгорания при отсутствии трения, теплообмена и других необратимых явлений. Поэтому в формуле (1.4) для $c^{ид}_*$ следует принять коэффициент расхода $\mu_c = 1$, $p_{oM} = p_{oc}$, $\dot{m} = \dot{m}_{ид}$; при этом $m_{ид}$ вычисляется для одномерного невязкого течения при плоской поверхности перехода через скорость звука в минимальном сечении, т. е. $F_M = F_*$. Таким образом, $c^{ид}_* = p_{oc} / \rho_* \omega_*$. Как показывают термодинамические расчеты, величина $c^{ид}_*$ не зависит от от-

носительной площади камеры сгорания $\overline{F}_к$. При $\overline{F}_к \to \infty$ $p_{ос} \to p_к$, следовательно, $c_*^{ид} = \beta^{ид}$; значение $\beta^{ид}|$ находят термодинамическим расчетом.

Реальный процесс в камере характеризуется тепловым сопротивлением, связанным с процессом горения в камере сгорания и сужающейся части сопла, а также наличием пограничного слоя, неодномерностью течения и необратимыми физико-химическими взаимодействиями (например, при двухфазном или химически неравновесном течении). Указанные особенности реального процесса влияют на величину давления торможения в минимальном сечении и на расход продуктов сгорания. Известны и другие особенности реального течения, влияющие на p_{oM} и $\dot{m}$, однако перечисленные выше в большинстве случаев являются основными из учитываемых в настоящее время.

Давление торможения в минимальном сечении p_{oM} и давление у смесительной головки $p_к$ можно связать соотношением

$$p_{oM} = \sigma_f \cdot \sigma_c \cdot p_к \qquad (1.5)$$

где $\sigma_f = p_{ос} / p_к$, $\sigma_c = p_{oM} / p_к$ — коэффициенты восстановления полного давления. Следовательно,

$$c_* = \mu_c \cdot \sigma_f \cdot \sigma_c \cdot \sigma_к \cdot F_M / \dot{m} = \mu_c \cdot \sigma_f \cdot \sigma_c \cdot \beta \qquad (1.6)$$

Значения $p_к$, F_M и $\dot{m}$ измеряют при испытаниях камеры, для определения величин μ_c, σ_F и σ_c используются достаточно универсальные расчетные или экспериментальные данные. Как показывают эксперименты, значения $\varphi_к$ для маршевых ЖРД типа НК-33 составляют 0,96 ... 0,99; они зависят от системы смесеобразования в камере сгорания и длины камеры.

Наряду с характеристической скоростью для оценки совершенства процессов в камере сгорания применяют расходный комплекс β:

$$\beta = \frac{p_к \cdot F_M}{\dot{m}} \qquad (1.7)$$

Используется относительная величина $\varphi_\beta = \frac{\beta_{эксп}}{\beta^{ид}}$, называемая коэффициентом полноты расходного комплекса.

Взаимосвязь между коэффициентами $\varphi_к$ и φ_β определяется соотношением

$$\varphi_к = \mu_c \cdot \sigma_F \cdot \sigma_c \cdot \varphi_\beta \qquad (1.8)$$

Коэффициент φ_β не позволяет оценить непосредственно эффективность процесса горения. Однако его использование удобно на практике для анализа стабильности характеристик в процессе серийного изготовления камер, при их доводке для сравнения совершенства различных вариантов смесительных головок. В то же время сравнение различных по конструкции камер необходимо вести по характеристической скорости, как это показано выше выражениями (1.4)…(1.6).

Кроме коэффициентов $\varphi_к$ и φ_β используются ряд обобщенных характеристик , необходимых для определения размеров камеры сгорания.

Наиболее распространенными обобщенными характеристиками процессов в камере сгорания ЖРД являются следующие.

1. Среднее время пребывания в камере сгорания ($\tau_П$) — отношение массы продуктов, находящихся в камере сгорания, к массовому расходу топлива через камеру сгорания:

$$\tau_П = \frac{m_{к.с.}}{\dot{m}} \cong \frac{V_{к.с.} \cdot \overline{\rho}}{\dot{m}} \qquad (1.9)$$

где $m_{к.с.}$ — масса газа, находящегося в камере сгорания; $V_{к.с.}$ — объем камеры сгорания ($V_{к.с.}$ принято определять как объем до минимального сечения); $\overline{\rho}$ — средняя плотность продуктов в камере сгорания.

Величину $\overline{\rho}$ обычно заменяют величиной $\rho_{ос}$, относящейся к сечению входа в сопло, так как последняя известна из термодинамического расчета. Тогда

$$\tau_П = V_{к.с.} \cdot \rho_{ос} / \dot{m} \qquad (1.10)$$

Очевидно, что действительное время пребывания несколько больше вычисленного по формуле (1.10), особенно для камер ЖРД, работающих по схеме газ — жидкость.

Значение $\tau_{\text{П}}$ (и тем самым и необходимый объем $V_{\text{к.с.}}$), обеспечивающее высокую полноту сгорания, зависит от выбранной системы смесеобразования, природы топлива и параметров рабочего процесса в камере, ее размерности. Примерные значения $\tau_{\text{П}} = 0{,}001 \ldots 0{,}008$ с.

С учетом уравнения состояния и формулы для расходного комплекса | можно получить выражение

$$\tau_{\text{П}} = \frac{V_{\text{к.с.}} \cdot \beta}{F_M \cdot R_{oc} \cdot T_{oc}} = \frac{L_{\text{пр}}}{\text{A(n)}^2 \cdot \beta} \qquad (1.11)$$

, где $L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{к.с}}}{\text{F}_\text{M}}$ — так называемая приведенная длина камеры сгорания, $A(n) = \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \cdot \sqrt{n}$

Как видно из формулы (1.11), величина $L_{\text{пр}}$ для выбранного топлива (ß, A(n) = const) пропорциональна времени пребывания в камере сгорания. Примерные значения $L_{\text{пр}}$ составляют 1 ...2 м, при этом меньшие значения относятся к камера ЖРД с дожиганием генераторного газа.

К числу обобщенных характеристик относится и расходонапряженность камеры сгорания. Расходонапряженностью $\dot{m}_F$ называют отношение массового расхода продуктов сгорания к площади проходного поперечного сечения камеры у смесительной головки. Для цилиндрической камеры сгорания ее определяют по формуле

$$\dot{m}_F = \frac{\dot{m}}{F_{\text{к}}} = \frac{p_{\text{к}} \cdot F_M}{\beta \cdot F_{\text{к}}} = \frac{p_{\text{к}}}{\beta \cdot \text{F}_\text{c}} \qquad (1.12)$$

Эксперименты показывают, что при увеличении $p_{\text{к}}$, а следовательно, и p_{oc}, рабочий процесс в камере сгорания интенсифицируется. Поэтому при повышенных $p_{\text{к}}$ через одну и ту же площадь проходного сечения камеры $F_{\text{к}}$ можно подать большее количество топлива, т. е. увеличить значение $\dot{m}_F$.

В расчетах обычно применяют относительную расходонапряженность — отношение расходонапряженности камеры сгорания ЖРД к давлению в ней. Значения $\dot{m}_F / p_к$ могут составлять (0,8 ... 2,5) 10^{-4} кг/(Н·с); меньшие значения относятся к камерам двигателей без дожигания генераторного газа.

Обобщенные характеристики процессов $\tau_П$, $L_{пр}$, $\dot{m}_F / p_к$ связаны между собой. Основным источником информации об этих величинах являются статистические данные, накапливаемые в процессе испытаний и доводки образцов камер сгорания, и данные о ранее разработанных двигателях.

1. 2.2 CFD- технология моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД

Под CFD- технологией понимается технология численного моделирования задач газовой динамики (CFD- Computational Fluid Dynamic) , основой которого является численное решение уравнений Навье - Стокса с граничными и начальными условиями, характерными для конкретной задачи. Применительно к моделированию внутрикамерных рабочих процессв ЖРД описание этой технология наиболее полно представлено в работах [9,10], отражающих опыт численного моделирования внутрикамерных рабочих процессов в маршевых ЖРД. Далее излагается подход к CFD- моделированию в соответствии с [9].

Для описания пространственных течений в камерах ЖРД используются уравнения, записанные в трехмерной цилиндрической системе координат *(x,* г, 0).

В приведенных далее формулах используют следующие обозначения: p — давление; р — плотность газа; $\varsigma_{ж}$ - плотность жидкости; u, v, v_θ — продольная, радиальная и тангенциальная компоненты скорости газовой фазы (добавление индекса "ж" означает, что величина относится к жидкой капле); H - полная энтальпия газовой фазы; Ф —

обобщенная переменная; μ- эффективный коэффициент динамической вязкости газа; $\Omega, \Omega_u, \Omega_v, \Omega_k, \Omega_\varepsilon, \Omega_\varphi, \Omega_H$-источники соответственно массы, продольной и радиальной компонент импульса, момента количества движения, кинетической энергии турбулентности, скорости диссипации, смесевой доли φ, полной энтальпии в уравнениях сохранения для газовой фазы, обусловленные каплями распыленного топлива; k-кинетическая энергия турбулентности;ε - скорость диссипации энергии турбулентности; $\sigma_H = \sigma_\varphi = \sigma_k = 0.9$; $\sigma_\varepsilon = 1.22$ - эффективные числа Прандтля и Шмидта для соответствующих переменных; Nu, Sh, Re, W — числа Нуссельта, Шервуда, Рейнольдса, Вебера; $C\backslash$ = 1,44; C_2 = 1,92; C_3 = 1,5; C_D = = 0,09 - константы модели турбулентности; (φ = 1 /(*K* + 1) - смесевая доля; *K* — соотношение компонентов в газовой фазе в данной точке потока; $X_r, X_o, X_{ПС}$ –- массовые концентрации горючего, окислителя и продуктов сгорания; $C_г$, C_0, $C_{ПС}$ — теплоемкости горючего, окислителя и продуктов сгорания в газовой фазе при *p* = const; $C_ж$-теплоемкость жидкого топлива; W_T - скорость турбулентности горения; A_w = 2...4 — константа скорости турбулентного горения; C_x - коэффициент аэродинамического сопротивления капли; $d_ж$, $M_ж$ - диаметр и масса капли; $\lambda_п$ - средний по пограничному слою капли коэффициент теплопроводности газа; $T_ж$ - температура капли жидкого топлива; $T_{кип}$ - температура кипения или критическая температура (в случае сверхкритического давления в камере); T_∞ - температура газа в набегающем на каплю потоке; $H_ж$ — полная энтальпия жидкого топлива; ξ-теплота испарения; $\tau_{деф}$-характерное время деформации капли;σ - коэффициент поверхностного натяжения жидкости; Q, Q_φ, Q_H, Q_u, Q_v, Q_ω, Q_k, Q_ε - источниковые члены дискретных аналогов уравнений сохранения

для газовой фазы, обусловленные каплями распыленной жидкости; $g^{к}$ - массовый расход капель класса к в рассматриваемой точке траектории; N - количество классов капель; τ — контрольный объем; $\tau_{ж}^{к}$- объем, занятый каплями класса к в объеме τ . Процессы в газовой фазе рассматриваются в приближении Эйлера. В уравнения для газовой фазы входят члены $\Omega_{ф}$ обусловленные присутствием в потоке нагревающихся и испаряющихся капель жидкого топлива, скорость и направление движения которых в общем случае не совпадают со коростью и направлением движения газовой фазы. Конвективные, диффузионные и члены $\Omega_{ф}$ уравнений содержат величину ϑ- удельный объем, занимаемый газом в данной точке пространства; $\vartheta = I - \vartheta_{ж}$, где $\vartheta_{ж}$ - доля объема, занимаемая жидкостью. Система уравнений в частных производных, описывающая трехмерное турбулентное течение с горением, имеет следующий вид (проведено осреднение по Фавру):

- уравнение неразрывности

$$\frac{\partial \rho u \vartheta}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \rho v \vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial \rho v_{\Theta} \vartheta}{\partial \Theta} = \Omega; \tag{1.13}$$

- уравнение сохранения осевой компоненты импульса

$$\begin{aligned}
&\frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 \vartheta) + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \rho v u \vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \rho v_{\Theta} u \vartheta = -\vartheta \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \mu \vartheta \frac{\partial u}{\partial x} + \\
&+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \mu \vartheta \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \mu \vartheta \frac{\partial u}{r \partial \Theta} + \frac{\partial}{\partial x} \mu \vartheta \frac{\partial u}{\partial x} + \\
&+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \mu \vartheta \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \mu \vartheta \frac{\partial v_{\Theta}}{\partial x} + \Omega_u;
\end{aligned} \tag{1.14}$$

- уравнение сохранения радиальной компоненты импульса

$$\begin{aligned}
&\frac{\partial}{\partial x} \rho u v \vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \rho v^2 \vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \rho v_{\Theta} v \vartheta = -\vartheta \frac{\partial p}{\partial r} + \vartheta \frac{\rho v_{\Theta}^2}{r} + \\
&+ \frac{\partial}{\partial x} \mu \vartheta \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \mu \vartheta \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \mu \vartheta \frac{\partial v}{r \partial \Theta} + \frac{\partial}{\partial x} \mu \vartheta \frac{\partial u}{\partial r} + \\
&+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r \mu \vartheta \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta} \mu \vartheta r \frac{\partial v_{\Theta}/r}{\partial r} - \frac{2\mu\vartheta}{r}\left(\frac{1}{r}\frac{\partial v_{\Theta}}{\partial \Theta} + \frac{v}{r}\right) + \Omega_v;
\end{aligned} \tag{1.15}$$

• уравнение сохранения момента количества движения

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u v_\Theta r\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\rho v v_\Theta r\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\rho v_\Theta v_\Theta r\vartheta=-\vartheta\frac{\partial P}{\partial\Theta}+$$
$$+\frac{\partial}{\partial x}\mu\vartheta\frac{\partial v_\Theta r}{\partial x}+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\mu\vartheta\frac{\partial v_\Theta r}{\partial r}+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\mu\vartheta\frac{\partial v_\Theta r}{r\partial\Theta}+$$
$$+\frac{\partial}{\partial x}\mu\vartheta\frac{\partial u}{\partial\Theta}+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\mu\vartheta\left(\frac{\partial v}{\partial\Theta}-2v_\Theta\right)+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\mu\vartheta\left(\frac{\partial v_\Theta r}{r\partial\Theta}+2v\right)+\Omega_\omega.$$

(1.16)

Эффективная вязкость определяется как сумма молекулярной и турбулентной, которая рассчитывается по k-ε модели турбулентности:

$$\mu=\mu_{эф}=\mu_L+\mu_t=\mu_L+C_D\rho\frac{k^2}{\varepsilon};$$

(1.17)

Уравнение для кинетической энергии турбулентности

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u k\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\rho v k\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\rho v_\Theta k\vartheta=\frac{\partial}{\partial x}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial x}+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\frac{\mu\vartheta}{\sigma_k}\frac{\partial k}{\partial r}+$$
$$+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_k r}\frac{\partial k}{\partial\Theta}+G_k\vartheta-\rho\varepsilon\vartheta+\Omega_k;$$

(1.18)

Уравнение для скорости диссипации кинетической энергии турбулентности

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u\varepsilon\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\rho v\varepsilon\vartheta+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\rho v_\Theta\varepsilon\vartheta=\frac{\partial}{\partial x}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial\varepsilon}{\partial x}+$$
$$+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}r\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varepsilon}\frac{\partial\varepsilon}{\partial r}+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varepsilon r}\frac{\partial\varepsilon}{\partial\Theta}+C_1G_{k_1}\frac{\varepsilon}{k}\vartheta-C_2\rho\frac{\varepsilon^2}{k}\vartheta+\Omega_\varepsilon.$$

(1.19)

Генерация турбулентности

$$G_k = \mu_t \left[2\left(\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial r}\right)^2 + \left(\frac{\partial v_\Theta}{r\partial\Theta} + \frac{v}{r}\right)^2 \right) + \right.$$

$$\left. + \left(\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{r\partial\Theta} + r\frac{\partial}{\partial r}\left(\frac{v_\Theta}{r}\right)\right)^2 + \left(\frac{\partial v_\Theta}{\partial x} + \frac{\partial u}{r\partial\Theta}\right)^2 \right].$$

(1.20)

Выражение для Ω_k в декартовой прямоугольной системе координат можно получить, если применитьтандартную процедуру вывода уравнения кинетической энергии турбулентности к газожидкостному потоку с испаряющимися каплями:

$$\Omega_k = \frac{1}{2}(\overline{u_l u_l \Omega} - \overline{u_l}\,\overline{u_l}\,\overline{\Omega}) + \overline{u_l}\,\overline{\Omega}_{ul} - \overline{u_l}\,\overline{\Omega}_{ul},$$

(1.21)

где u_l - компонента скорости по оси l; черта сверху означает осреднение по времени и предполагается суммирование по повторяющемуся индексу l. Источник Ω_ε можно определить через $\Omega_к$

$$\Omega_\varepsilon = C_3 \frac{\varepsilon}{k}\Omega_k;$$

(1.22)

Уравнение сохранения смесевой доли $\varphi = 1/(K + 1)$

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u\varphi\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\rho v\varphi\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\rho v_\Theta\varphi\vartheta = \frac{\partial}{\partial x}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi}\frac{\partial\varphi}{\partial x} +$$

$$+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi}\frac{\partial\varphi}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi r}\frac{\partial\varphi}{\partial\Theta} + \Omega_\varphi;$$

(1.23)

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u X_\Gamma\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\rho v X_\Gamma\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\rho v_\Theta X_\Gamma\vartheta = \frac{\partial}{\partial x}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi}\frac{\partial X_\Gamma}{\partial x} +$$

$$+ \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi}\frac{\partial X_\Gamma}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\Theta}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_\varphi r}\frac{\partial X_\Gamma}{\partial\Theta} - W\vartheta + \Omega_\Gamma,$$

(1.24)

где источник $\Omega_г = \Omega_\varphi$ - в режиме испарения капель $-\Omega_0 / К_{ст} < \Omega_г < \Omega_\varphi$ - в режиме горения капель; Ω_0 - источник массы за счет испарения капель окислителя.

Скорость горения горючего W может зависеть от скоростей турбулентного смешения в масштабе турбулентных пульсаций и химико-кинетического взаимодействия горючего с окислителем. В общем случае она определяется выражением

$$W = \min \{W_T,\ W_x\}.$$

При этом W_T определяется следующим образом

$$W_т = A_W \rho \frac{\varepsilon}{k} \min\left\{ X_г, \frac{X_о}{K_{ст}} \right\}. \qquad (1.25)$$

Скорость химического взаимодействия горючего с окислителем по механизму брутто-реакции аррениусового типа W_X определяется выражением

$$W_x = A_x(\rho X_г)^{\alpha}(\rho X_о)^{\beta}\exp(-E/RT), \qquad (1.26)$$

где R- универсальная газовая постоянная; E- энергия активации.

Остальные концентрации находятся из соотношений

$$X_{ПС} = (\varphi - X_г)(K_{ст}+1); \quad X_о = 1 - X_г - X_{ПС}. \qquad (1.27)$$

Уравнение энергии

$$\frac{\partial}{\partial x}\rho u H\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\rho v H\vartheta + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta}\rho v_{\Theta} H\vartheta = \\ = \frac{\partial}{\partial x}\frac{\mu\theta}{\sigma_н}\frac{\partial H}{\partial x} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r} r\frac{\mu\vartheta}{\sigma_н}\frac{\partial H}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial \Theta}\frac{\mu\vartheta}{\sigma_н r}\frac{\partial H}{\partial \Theta} + \Omega_н. \qquad (1.28)$$

Уравнение энергии может быть приведено к виду (1.28), если эффективные турбулентные числа Прандтля Pr и Шмидта Sc близки к единице. Для расчета температуры газовой фазы используется значение энтальпии , найденное из уравнения энергии.

При постановке граничных условий на твердых стенках используется функция стенки для u, v, v_{Θ},k,ε,H.

1..2.3 Сравнительный анализ классической и CFD- технологий моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД

В классической технологии моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД за основу берется модель идеальной камеры , а отличия протекания реальных рабочих процессов от идеальных учитываются в виде поправок, называемых коэффициентами потерь . При этом для нахождения поправок фактически используется модульный принцип, в соответствии с которым для

определения потерь используется отдельная численная модель, наиболее соответствующая физической природе того или иного вида потерь . Примером таких моделей являются модели для численного определения потерь из-за трения, рассеяния, химической неравновесности, энергетической неравновесности, двухфазности и т.д. Преимуществом такого подхода является его «физичность» и , как следствие , использование относительно более простых моделей , чем при CFD-моделировании. К числу основных недостатков классической технологии относятся сложность учета взаимосвязей между различными видами потерь и ограниченные возможности описания сложных течений типа обратных токов и отрыва потока.

В основу CFD-технологии положено описание течении с одной стороны, в «целом» (в пределах выбранной рабочей области), с другой – на микроуровне, при котором основные результаты расчета представляют собой не интегральные параметры типа коэффициентов потерь в рамках классического подхода, а поля параметров различных физических величин (температуры, давления, скорости, концентрации и т. д). Преимущество такого подхода по сравнению с классическим подходом заключается в возможности получения детальной физической картины изучаемого рабочего процесса с учетом взаимосвязи всех существенных факторов, включенных в модель.

Недостатки CFD-технологии:

- сложность формулировки начальных и граничных условий, отражающих, с одной , с одной стороны, физическую сущность моделируемых процессов, и, с другой стороны, ограниченность наших знаний о физической природе этих процессов;

- сложность проверки адекватности полученных результатов , а также их интерпретации в соответствии с терминологией, сложившейся в определенной предметной области, например , в теории ракетных двигателей.

В целом анализ классической и CFD- технологий приводит к выводу, что применительно к моделированию внутрикамерных рабочих процессов мар-

шевых ЖРД эти технологии являются взаимно дополняющими друг друга и наиболее целесообразным является их совместное использование

Рассмотрим более детально структуру внутрикамерных рабочих процессов на примере маршевого ЖРД НК-33.

1. 3 Анализ структуры рабочих процессов маршевого ЖРД НК-33

1.3.1 Пневмогидравлическая схема и технические характеристик основных агрегатов ЖРД НК-33

Общий вид ракетного двигателя НК-33 показан на рисунке 1.3, его основные параметры представлены в таблице 1.1 , а его пневмогидравлическая схема показана на рисунке 1.4 [13]

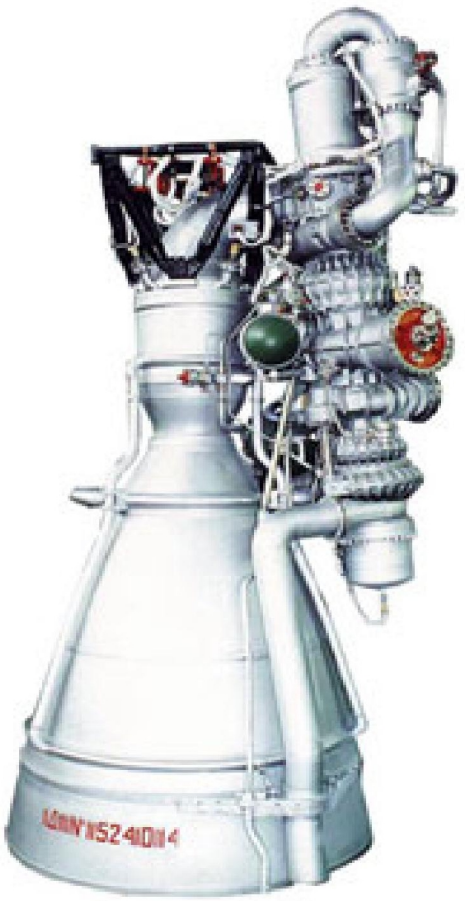


Рисунок 1.3.- Общий вид ЖРД НК-33

Таблица 1.1 Основные технические параметры ЖРД НК-33

Параметр	Значение	Единицы
Тяга		
у Земли	154 000	кг
в пустоте	171 475	кг
Пределы дросселирования тяги	105-50	%
Давление в камере сгорания	14.83	МПа
Удельный импульс тяги		
у Земли	297.23	с
в пустоте	331	с
Расход компонентов топлива через двигатель		
суммарный	517.3	кг/с
Коэффициент соотношение компонентов	2.62	m(ок)/m(г)
Время работы	365	с
Масса двигателя		
сухого	1240	кг
залитого	1393	кг
Габариты		
высота	3705	мм
диаметр среза сопла	1490.5	мм

Двигатель содержит камеру сгорания 1, подключенную, соответственно, по линиям питания горючим и окислительным газом к турбонасосному агрегату 2 и к газогенератору 3. ТНА выполнен одноротором. Конструктивно ТНА состоит из двух основных составных частей: турбины 4 с насосом окислителя 5 и основного насоса горючего 6 с пусковой пиротурбиной 7. Каждая часть содержит свой вал, а именно вал насоса окислителя 8 и вал основного насоса горючего 9, соединенные рессорой 10. Со стороны подвода горючего 11 к валу 9 основного насоса горючего через шестеренчатый мультипликатор 12 механически подключен дополнительный (дожимной) насос горючего 13. Гидравлически же вход 14 дополнитель-

ного насоса подключен к выходу 15 основного насоса горючего, а выход его через линию питания горючим 16, регулятор тяги 17 и отсечной клапан 18 подключен к двухкомпонентному газогенератору 3. Выход 15 подключен через регулятор соотношения компонентов 19 и клапан 20 с трактом охлаждения камеры сгорания 1. Внутренняя полость корпуса 21 мультипликатора с размещенными в ней шестеренками гидравлически подключена ко входу основного насоса горючего 6. Выход насоса окислителя через клапан 22 подключен к газогенератору 3 по линии 23, а выхлод из газогенератора - к головке камеры сгорания 1 по линии 24.

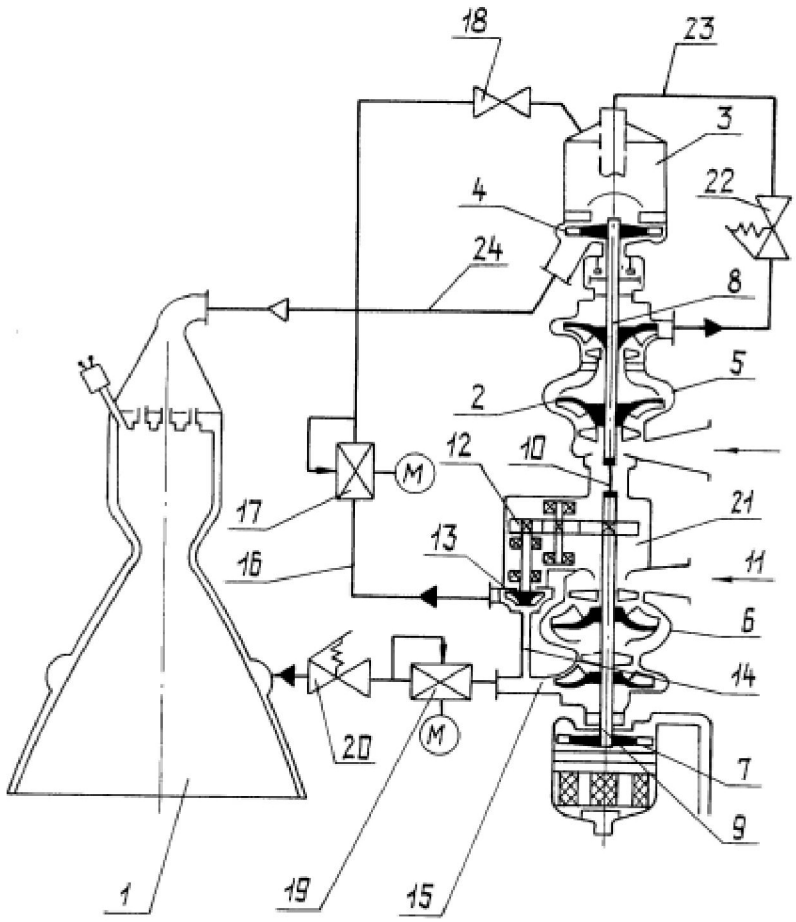


Рисунок 1.4- Пневмогидравлическая схема ЖРД НК-33

В процессе работы ЖРД и при его запуске весь расход окислителя подается из насоса по линии 23 на окислительный газогенератор 3. Одновременно горючее подается с выхода 15 из основного насоса горючего 6 на камеру сгорания 1 и на вход 14 дополнительного насоса 13. Получив в нем дополнительный напор

на больших оборотах с большим кпд, горючее по линии 16 попадает на сгорание в газогенератор 3.

В двигателе использованы прямоточные дифференциальные клапаны управления, автоматически срабатывающие при заданном перепадне давлений компонентов топлива. Для снижения гидроударов и улучшения затухания колебаний давления во входных топливных магистралях двигателей при запуске использованы сильфонные демпферы с продольными гофрами. Для снижения ударных нагрузок, действующих на конструкцию ракеты при выключении двигателей, введен плавный останов двигателей.

Основные процессы включения и выключения двигателя заключаются в следующем. Перед запуском открываются подбаковые клапаны ракеты (на схеме не показаны) и под воздействием гидростатического напора и давления наддува компоненты топлива заполняют полости насосов окислителя и горючего и магистралей до клапанов 18, 20 и 22. Такое состояние считается исходным для запуска двигателя. Пуск двигателя осуществляется с помощью пусковой турбины 7, находящейся на противоположном от основной турбины 4 конце вала ТНА и работающей от специальной пирошашки с отводом отработанных газов на срез сопла с помощью выхлопного патрубка. Сразу после начала раскрутки ротора ТНА пусковой турбиной автоматом запуска открываются клапаны 20, 22 и 18. Кислород и горючее начинают поступать в газогенератор 3, где происходит их зажигание при помощи пиросвечи. Горючее из основного насоса через открытый клапан 20 поступает в в тракт охлаждения камеры сгорания 1, и через определенное время достигает смесительной головки камеры. В течение этого времени задержки, в газогенераторе успевает начаться процесс горения и вырабатываемый генераторный газ раскручивает основную турбину 4 ТНА. После турбины окислительный газ поступает по газоводу 27 в смесительную головку камеры сгорания, где воспламеняется с горючим при помощи трех пиросвечей.

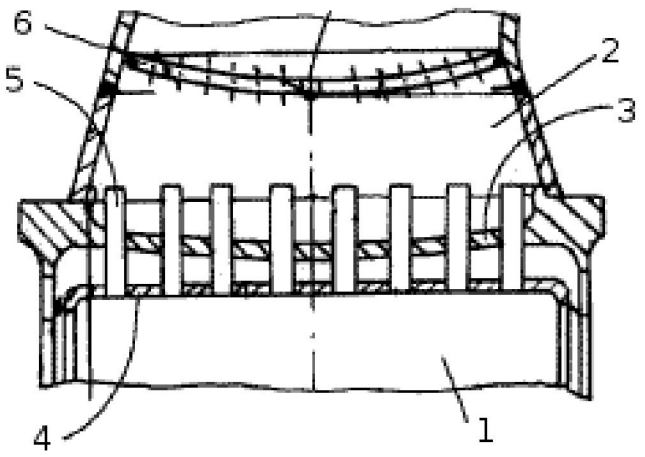
Открытием клапанов и зажиганием управляет специальный автомат запуска, обеспечивающий строго регламентированные времена выведения двигателя на промежуточную и главную ступени тяги. В результате разброс времени запуска и выхода на режим всех двигателей в составе ДУ ступени ракеты не превышает 0.05 с. Регулирование осуществляется при помощи регулятора тяги 17 и регулятора соотношения компонентов 19. Выключение двигателя производится путем прекращения подачи горючего в газогенератор при закрытии клапана 18, с последующей продувкой ТНА и рубашки камеры сгорания.

Таблица 1. 2. Технические параметры камеры ЖРД НК-33

Параметр	Значение	Единицы
Диаметр КС	430	мм
Диаметр минимального сечения сопла	281	мм
Диаметр выходного сечения сопла	1490,5	мм
Степень расширения сверзвуковой части сопла	28	
Давление в КС	14.83	МПа

Корпус камеры состоит из камеры сгорания и сопла. Корпус камеры включает в себя стальную внешнюю силовую оболочку и бронзовую внутреннюю огневую стенку с фрезерованными каналами, образующими тракт наружного регенеративного охлаждения камеры. Внешняя и внутренняя оболочки соеденены пайкой по поверхности ребер между каналами охлаждения. Камера сгорания имеет внутреннее теплозащитное керамическое покрытие, снижающее тепловой поток в стенку, и два пояса внутреннего завесного охлаждения. Входной коллектор горючего, расположенный ниже (по ходу движения газа в камере) минимального сечения, распределяет его на два потока: один - в сторону форсуночной головки, второй - в сторону среза сопла. Затем горючее из коллектора у среза сопла поступает по трубкам перелива в форсуночную головку.

Форсуночная головка камеры включает центробежные форсунки горючего и струйные газовые форсунки окислителя (рисунок 1.3). Поверхность переднего (огневого) днища гладкая, без антипульсационных перегородок. Задача обеспечения устойчивости рабочего процесса в камере сгорания решается организацией выноса колебательной энергии из объема камеры сгорания через удлиненные газовые форсунки, выступающие над средним днищем и образующие эффективный акустический поглотитель. Такое решение позволяет осуществлять надежное акустическое демпфирование высокочастотных колебаний в огневой части камеры сгорания при простом ее конструктивном исполнении, без нарушения оптимального расположения форсунок, при сохранении надежного охлаждения огневого днища и стенок камеры.



1-огневая часть камеры сгорания; 2 -предфосуночная полость;
среднее днище ; 4- огневое днище ;5- газовые форсунки ;
6- выравнивающая решетка

Рисунок 1.5 – Конструкция головки камеры сгорания ЖРД НК-33

1.3.2 Структура моделей внутрикамерных рабочих процессов ЖРД НК-33

Анализ пневмогидравлической схемы и технических характеристик основных агрегатов ЖРД НК-33 позволили применительно к рассматриваемой

проблеме сформировать следующий комплекс взаимосвязанных моделей в качестве основы виртуального ЖРД на базе НК-33:

1) модель рабочих процессов в газогенераторе , включающую: модель смесеобразования, модель смешения компонентов в газовой фазе, модель химических процессов , модель теплового состояния ;

2) модель идеальной камеры ракетного двигателя ;

3) модель регенеративного охлаждения камеры, включающую: модель течения горючего в охлаждающем тракте, модель нагрева горючего в процессе его течения в охлаждающем тракте, модель теплового состояния конструкции охлаждающего тракта;

4) модель смесеобразования в камере сгорания, включающую: модель течения в тракте форсунки окислителя, модель течения в тракте форсунки горючего, модель распыла каждого из компонентов, модель испарения каждого компонентов ;

5) модель формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов;

6) модель диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания;

7) модель безотрывного течения продуктов сгорания в сопле с учетом влияния вязкости , двухмерности и химической неравновесности;

8) модель течения продуктов сгорания в сверхзвуковой части сопла с отрывом потока ;

9) модель конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенками камеры;

10) модель теплового состояния камеры

Основная информация о входных и выходных параметрах создаваемых моделей рабочих процессов в камере и газогенераторе ЖРД на базе НК-33, характеризующая связи между моделями, показана в таблице 1.3.

Таблица 1.2 Основная информация о входных и выходных параметрах создаваемых моделей рабочих процессов в камере и газогенераторе

№	Наименование модели	Входные параметры модели		Выходные параметры модели	
		Наименование	Примечание	Наименование	Примечание
1	Модель рабочих процессов в газогенераторе , включающая: - модель смесеобразования - модель смешения компонентов в газовой фазе - модель химических процессов - модель теплового состояния	$p_{вх}^{ок}$, $p_{вх}^{г}$, $\dot{m}_{о}, \dot{m}_{г}, T_{вх}^{о}, T_{вх}^{г}$	Источником данных на входе являются модели насосов окислителя и горючего	Давление в газогенераторе, температура, химический состав и молекулярный вес продуктов сгорания в газогенераторе, параметры теплового состояния газогенератора	Выходные параметры модели газогенератора являются входными параметрами для модели турбины ТНА
2	Модель идеальной камеры ракетного двигателя	Давление в камере сгорания $p_{ос}$, $\alpha_{ок}$, условные химические формулы и полные энтальпии компонентов	Источником являются значения $p_{ос}$ и $\alpha_{ок}$ из ТЗ , а также условные химические формулы и полные энтальпии компонентов из справочной литературы	Температура, химический состав , молекулярный вес и другие термодинамические и газодинамические параметры продуктов сгорания на входе в сопло и в любом заданном сечении сопла, необходимые для определения идеальных параметров камеры	Выходные параметры модели идеального ракетного двигателя являются исходными данными для определения эффективности организации рабочих процессов в камере сгорания и сопле
3	Модель регенеративного охлаждения камеры, включающая: - модель течения горючего в охлаждающем тракте; - модель нагрева горючего в процессе его течения в охлаждающем тракте; -модель теплового состояния конструкции охлаждающего тракта	параметры $p_{вх}^{г}$, $\dot{m}_{г}$, $T_{вх}^{г}$ на входе в коллектор, геометрия тракта регенеративного охлаждения камеры	Источником данных на входе в коллектор охлаждающего тракта горючего является модель насоса горючего, геометрия тракта берется из CAD-модели	Величина гидравлических потерь в охлаждающем тракте, давление, скорость и температура в тракте горючего от входа в охлаждающий тракт до входа в форсунки горючего, температура стенок охлаждающего тракта	Выходные параметры модели регенеративного охлаждения камеры являются входными параметрами для модели рабочих процессов в форсунке горючего, а также для моделей теплового состояния камеры и расчета камеры на прочность

№	Наименование модели	Входные параметры модели		Выходные параметры модели	
		Наименование	Примечание	Наименование	Примечание
4	Модель смесеобразования в камере сгорания, включающая: - модель течения в тракте форсунки окислителя; - модель течения в тракте форсунки горючего; - модель распыла каждого из компонентов; - модель испарения каждого компонентов ;	$p^{г}_{вх}$, $\dot{m}_{г}$, $T^{г}_{вх}$ для форсунки горючего, давление и термодинамические параметры генераторного газа на выходе из турбины для форсунки окислителя, геометрия форсунок	Источником исходные данных являются : для форсунки горючего - модель регенеративного охлаждения, для форсунки окислителя- модели газогенератора и турбины ТНА	Спектр и скорость движения капель, размеры зоны испарения капель, поля концентраций химического состава смеси, температур и скоростей смеси в газовой фазе для зоны испарения	Выходные данные модели смесеобразования являются исходными для модели формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов, а также для модели диффузионного смешения компонентов в газовой фазе
5	Модель формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов	Поле концентраций, температур и скоростей смеси в газовой фазе для зоны испарения, геометрия камеры сгорания и дозвуковой части сопла	Источником исходных данных является модель смесеобразования в камере сгорания, а также теоретический контур камеры	Размеры зон формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов, а также поля концентраций химического состава смеси, температур и скоростей в этих зонах	Выходные данные модель формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов являются входными данными для модели диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания

№	Наименование модели	Входные параметры модели		Выходные параметры модели	
		Наименование	Примечание	Наименование	Примечание
6	Модель диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания	Поля концентраций химического состава смеси, температур и скоростей в зонах формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов	Источником исходных данных является модель формирования обратных токов и крупномасштабной неравномерности эпюры соотношения компонентов	Размеры зон диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания, поля интенсивности турбулентности ,концентраций, химического состава смеси, температур и скоростей в этих зонах, значения расходного комплекса и характеристической скорости	Выходные данные модели диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания являются исходными данными для моделей течения продуктов сгорания в сопле и конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры
7	Модель безотрывного течения продуктов сгорания в сопле, включая: - учет потерь удельного импульса тяги в пустоте из-за трения и теплобмена; - учет потерь удельного импульса тяги в пустоте из-за химической неравновесности; - учет потерь удельного импульса тяги в пустоте из-за рассеяния ;	Химический состав, температура и скорость продуктов сгорания на входе в сопло, геометрия контура сопла	Источником исходных данных является модель диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания, а также теоретический контур сопла	Поля следующих параметров продуктов сгорания при течении в сопле: химический состав, температура, скорость, потери удельного импульса тяги из-за , рассеяния и химической неравновесности	Выходные данные модели безотрывного течения продуктов сгорания в сопле являются исходными для модели конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры

№	Наименование модели	Входные параметры модели		Выходные параметры модели	
		Наименование	Примечание	Наименование	Примечание
8	Модель течения продуктов сгорания в сверхзвуковой части сопла с отрывом потока	Химический состав, температура и скорость продуктов сгорания на входе в сопло, давление окружающей среды, геометрия контура сопла	Источником исходных данных является модель безотрывного течения продуктов сгорания в сопле, а также теоретический контур сопла	Дополнительно к выходным параметрам модели безотрывного течения в сопле необходимо получить следующие параметры: местоположение зоны отрыва, поля давления, температуры и скорости в зоне отрыва, величина тяги сопла удельного импульса тяги с учетом отрыва	Выходные данные модели течения продуктов сгорания в в сверхзвуковой части сопла с отрывом потока являются исходными для модели конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенкой камеры
9	Модель конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенками камеры	Химический состав, температура и скорость продуктов сгорания в камере, температура внутренней стенки камеры, геометрия контура камеры	Источником исходных данных являются модель диффузионного смешения компонентов в газовой фазе и протекания химических реакций в камере сгорания, модель течения продуктов сгорания в сопле, а также теоретический контур сопла	Величины коэффициента конвективного теплообмена и удельного теплового потока в стенку по длине камеры	Выходные данные модели конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенками камеры являются исходными для модели теплового состояния камеры,

№	Наименование модели	Входные параметры модели		Выходные параметры модели	
		Наименование	Примечание	Наименование	Примечание
10	Модель теплового состояния камеры	Величины коэффициента конвективного теплообмена и удельного теплового потока в стенку по длине камеры, давление, скорость и температура в тракте горючего от входа в охлаждающий тракт до входа в форсунки горючего, геометрия камеры	Источником исходных данных являются модель регенеративного охлаждения камеры , модель конвективного теплообмена продуктов сгорания со стенками камеры, CAD-модель камеры	Поле температур стенок камеры	Выходные данные модель теплового состояния камеры являются исходными для модели регенеративного охлаждения камеры, модели смесеобразования в камере, модели течения продуктов сгорания в сопле и модели расчета камеры на прочность

2 Разработка CAE-технологии моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД с использованием программного комплекса Ansys CFX

CAE-технологии моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД с использованием программного комплекса Ansys CFX является реализацией CFD-технологии, описание которой изложено в разделе . В соответствии с CFD-технологией процесс численного расчета состоит из пяти основных этапов, содержание каждого из которых применительно к рассматриваемой задаче изложено ниже.

2.1 Создание геометрической модели (CAD-модели) расчетной зоны

В рассматриваемой задаче расчетная область – это внутренний объем камеры маршевого ЖРД. . В Ansys CFX реализована методика расчета только трехмерных расчетных зон, в отличие, например, от Ansys Fluent , где имеется возможность расчета и двухмерных расчетных зон. Отметим в связи с эти, что с постоянным ростом возможностей вычислительной техники, двумерные задачи решаются все реже.

Геометрическую модель можно сформировать в любой CAD системе (Kompas, UG, Design Modeler…). После формирования геометрической модели её необходимо импортировать в Ansys. На рисунке 2.1 и 2.2 представлена реализация геометрической модели камеры ЖРД на базе НК-33, импортированной в среду Ansys CFX.

2.2 Создание сеточной модели расчетной зоны на базе геометрической модели

В процессе создание сеточной модели расчетной зоны происходит разбиение твердотельной геометрической 3D-модели на ячейки. Производится это процедура в специальных полуавтоматических системах – сеткогенераторах. Пример сеточной модели расчетной зоны приведен на рис. 2.3

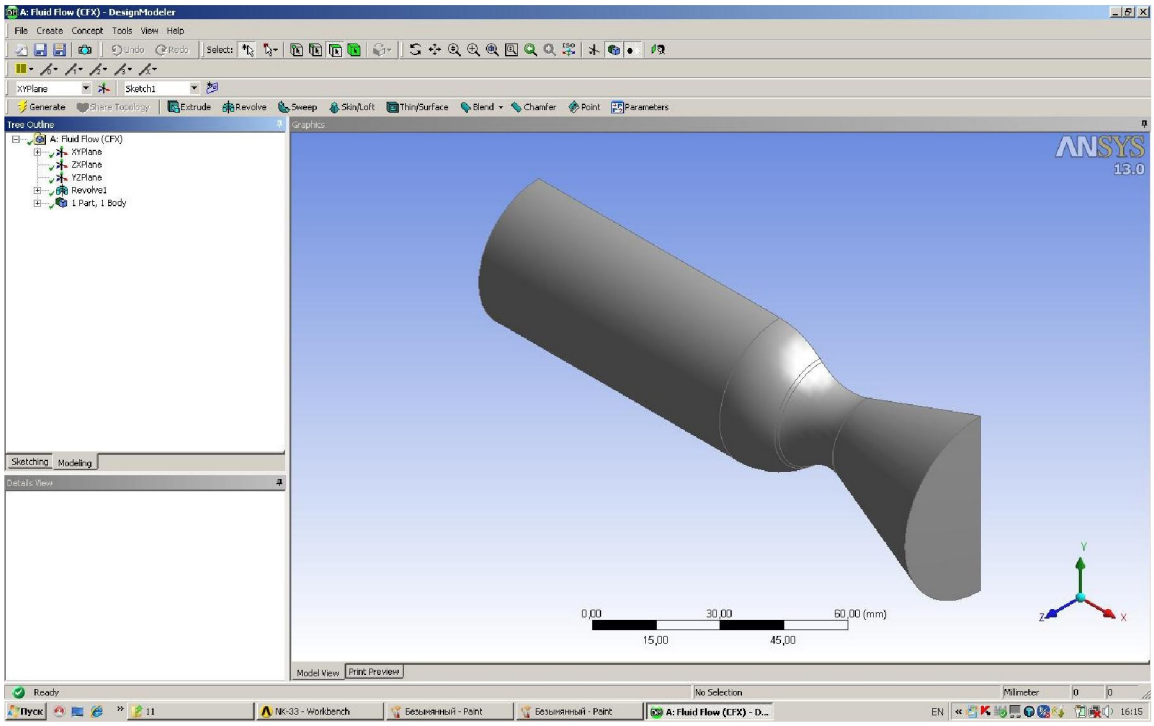


Рисунок 2.1 – Геометрическая модель камеры ЖРД на базе НК-33 , импортированная в среду Ansys CFX (вид в осевом направлении)

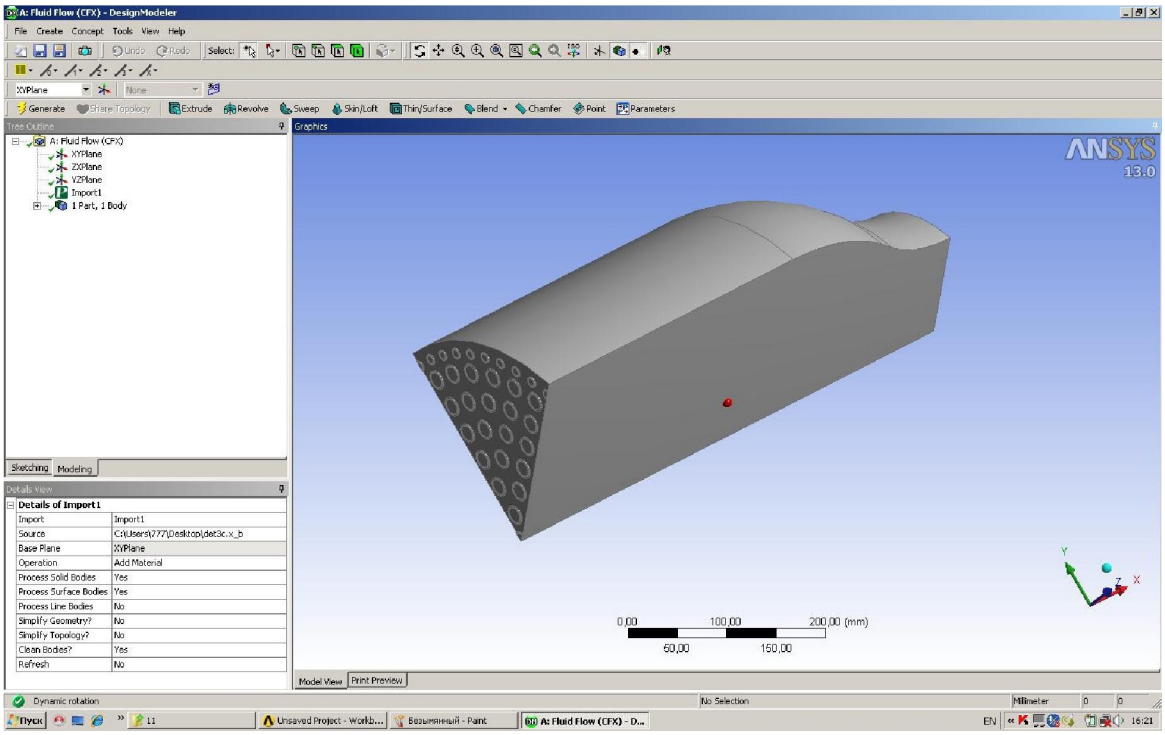


Рисунок 2.2- Геометрическая модель сегмента камеры ЖРД на базе НК-33 , импортированная в среду Ansys CFX (вид со стороны смесительной головки)

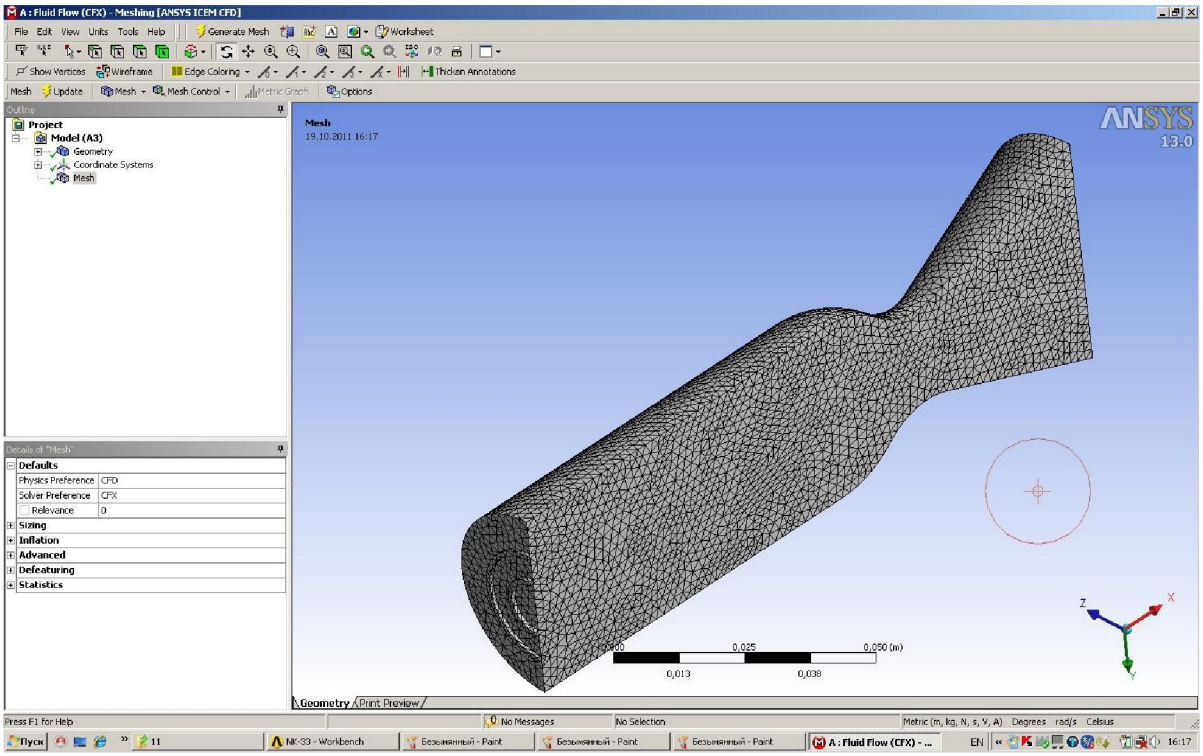


Рисунок 2.3- Сеточная модель расчетной зоны сегмента камеры ЖРД на базе НК-33 , импортированная в среду Ansys CFX

2.3 Создание расчетной модели на базе сеточной модели

Чтобы задача была определена, необходимо наложить граничные условия – условия на граничные элементы, характеристики потоков в которых известно. Для нестационарных задач кроме граничных условий требуется ещё и задание начальных параметров в каждой ячейки внутри расчетной области. Это так называемые начальные условия. Пример расчетной модели приведен на рисунке 2.4.

Совокупность физико-математической модели на основе уравнений Навье-Стокса , сеточной модели и модели граничных условий представляет собой расчетную модель внутрикамерных процессов ЖРД на базе НК-33, реализованную средствами Ansys CFX/

2. 4 Получение решения, графическое представление и анализ результатов численного расчета.

На данном этапе производится отыскание таких значений параметров в каждой расчетной ячейке, чтобы во всех точках расчетной зоны выполнялись ус-

ловия сохранения различных параметров, заданных уравнениями модели. В начальный момент решения эти условия , как правило, не выполняются, потому правильное решение находится в результате проведения большого количества итерационных процедур, при этом необходимо обеспечить устойчивость и сходимость процесса численного решения. Для наглядного представления и анализа результаты численного решения представляются в графической форме в виде графиков, цветных полей распределения переменных или векторных полей, линий тока, числовых значений параметров в заданных областях. Форма графического представления результатов численного решения должна наилучшим образом отражать физическую сущность моделируемых внутрикамерных процессов ЖРД на базе НК-33.

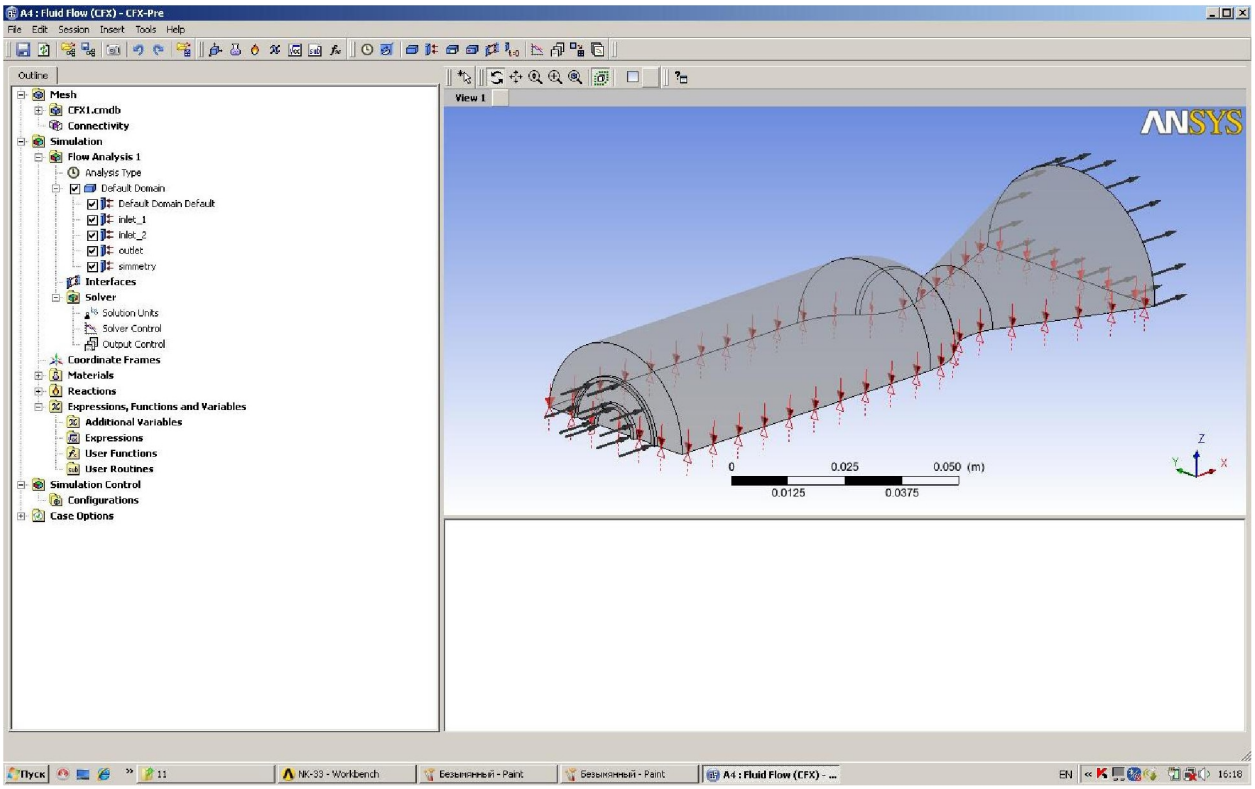


Рисунок 1.8- Модель граничных условий сегмента камеры ЖРД на базе НК-33 , импортированная в среду Ansys CFX

3 РАЗРАБОТКА CAE-ТЕХНОЛОГИИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ВЯЗКОСТИ И ТЕПООБМЕНА НА ТЕЧЕНИЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ В СОПЛАХ МАРШЕВЫХ ЖРД

3. 1 Физико-математическая модель учета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в соплах маршевых ЖРД в приближении турбулентного пограничного слоя

За последние годы накоплен огромный экспериментальный опыт по изучению особенностей турбулентных течений в общем и турбулентных пограничных слоев в частности Этот опыт позволил более правильно оценить теоретические методики их описания, в том числе применительно к турбулентному пограничному слою в соплах маршевых ЖРД.

В основе вывода уравнений для турбулентного пограничного слоя лежит аналогия между турбулентным и ламинарным пограничным слоем: допущение о малой толщине пограничного слоя по сравнению с продольным масштабом течения, а, следовательно, о малости поперечных производных некоторых параметров.

Выше уже отмечалось, что численное решение системы уравнений турбулентного пограничного слоя представляет собой весьма сложную задачу , поэтому целесообразно было бы максимально упростить систему уравнений, сохранив, однако, приемлемый уровень адекватности описания. Наиболее простой является критериальная модель, предложенная В.С.Авдуевским [4], однако проверка его адекватности применительно к рассматриваемой проблеме не принесла положительного результата . Поэтому был использован метод, основанный на упрощении системы дифференциальных уравнений с помощью интегрирования по поперечной координате пограничного слоя. Интегрируя дифференциальные уравнения Рейнольдса по поперечной координате Y с учетом граничных условий, получим следующие уравнения сохранения импульсов и энергии [8].

$$\left.\begin{aligned} u_e \cdot \frac{d}{dx}\left(\rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta^{**}\right) + \rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta^{**} \cdot \left(1 + H^*\right) \cdot \frac{du_e}{dx} = R \cdot \tau_{cm} \\ \frac{d}{dx}\left(\Delta i_{0e} \cdot \rho_x \cdot u_e \cdot R \cdot \delta_T^{**}\right) = R \cdot q_{cm} \end{aligned}\right\}, \qquad (3.1)$$

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; δ_T^{**} – толщина потери энергии.

Система уравнений (3.1) 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 ЖРДМТ существуют различные методы, которых объединяют использование дополнительной информации и ее обобщение для определения τ_{cm} и q_{cm} в виде эмпирических (метод Кутателадзе-Леонтьева) либо аппроксимирующих численные результаты зависимостей. Применительно к рассматриваемой задаче будем использовать метод В.М.Иевлева, учитывающий ее специфику и доработанный под условия протекания газодинамических процессов, характерных для сопел маршевых ЖРД с большой геометрической степенью расширения.

В [8] предложен следующий метод решения интегральных уравнений турбулентного пограничного слоя (3.1). Уравнения несколько видоизменяются путем введения новых переменных – z и z_T

$$z = \frac{Re^{**}}{\chi}, \quad z_T = \frac{Re_T^{**}}{\chi_T}, \qquad (3.2)$$

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

$$Re^{**} = \frac{\rho_x \cdot \tilde{u} \cdot \delta^{**}}{\eta_x}, \quad Re_T^{**} = \frac{\rho_x \cdot \tilde{u} \cdot \delta_T^{**}}{\eta_x}, \qquad (3.3)$$

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

$$\chi = \frac{\tau_{\text{ст}}}{\rho_x \cdot u_e^2}, \quad \chi_T = \frac{q_{cm}}{\rho_x \cdot u_e \cdot \Delta i_0}, \tag{3.4}$$

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

Интегральные уравнения турбулентного пограничного слоя в новых переменных выглядят следующим образом

$$\left.\begin{aligned} \frac{dz}{d\,Re_x} + \frac{z}{\chi}\cdot\frac{d\chi}{d\,Re_x} &= 1 - \left(1 + H^*\right)\cdot\frac{z}{u_e}\cdot\frac{du_e}{d\,Re_x} - z\cdot\frac{d\,ln\,R}{d\,Re_x} \\ \frac{dz_T}{d\,Re_x} + \frac{z_T}{\chi_T}\cdot\frac{d\chi_T}{d\,Re_x} &= 1 - \frac{z_T}{\Delta i_e}\cdot\frac{d\Delta i_e}{d\,Re_x} - z_T\cdot\frac{d\,ln\,R}{d\,Re_x} \end{aligned}\right\}, \tag{3.5}$$

где $d\,Re_x = \rho_x \cdot u_e \cdot dx/\eta_x$; $\Delta i_e = i_e + \psi \cdot u_e^{\,2}/2 - i_{cm}$ - «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 дифференциальных уравнений турбулентного пограничного слоя или экспериментальных данных. В [8] приводятся аппроксимационные зависимости, полученные автором для течения несжимаемой жидкости, которые хорошо согласуются с имеющимся экспериментом [8].

Все известные данные для течения несжимаемой жидкости (с постоянными свойствами) при $z, z_T = 10^5 \ldots 10^9$; $Pr = 0{,}7 \ldots 2000$; $\left|\frac{\delta^{**} \cdot d\tilde{u}}{\tilde{u}\,dx}\right| \le 10^{-3}$ удовлетворительно аппроксимируются следующими формулами

$$
\begin{aligned}
&\chi = 0{,}0327 \cdot z^{-0{,}224} + 3{,}966 \cdot 10^{-4};\\
&H = \left(1 - 5 \cdot \sqrt{\chi}\right)^{-1};\\
&\psi = 0{,}9 + 30{,}2 \cdot \chi \cdot \left(Pr - 0{,}9\right) \cdot Pr^{-0{,}15};\\
&H^{*} = H - H_{\rho};\\
&H_{\rho} = \frac{\alpha_{pe}}{c_{pe}} \cdot \left[\Delta i_e \cdot H_m \cdot \frac{\chi_T}{\chi} \cdot \frac{z_T}{z} - \left(1 + H\right) \cdot \frac{u_e^{\,2}}{2} \right];\\
&H_m = H \cdot \left(z / z_T\right)^{0{,}43 \cdot z^{-0{,}01}};\\
&\chi_T = \frac{\left(z / z_T\right)^{0{,}089 \cdot Pr^{-0{,}56}}}{\left[307{,}8 + 54{,}8 \cdot \left(lg \frac{Pr}{19{,}5} \right)^2 \right] \cdot Pr^{0{,}45} \cdot z^{-0{,}08} - 650}.
\end{aligned}
\qquad (3.6)
$$

Вместе с зависимостями (1.34) уравнения (1.33) составляют замкнутую систему уравнений, которая легко интегрируется. 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 ЖРДМТ. Знание зависимости $\delta^{**}(x)$ позволяет рассчитать распределение потерь удельного импульса тяги в пустоте из-за трения $\zeta_{mp}(x)$ для турбулентного пограничного слоя.

3. 2 Компьютерная реализация модели учета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в соплах маршевых ЖРД в приближении турбулентного пограничного слоя

Рассмотренная модель турбулентного пограничного слоя были реализованы в виде программного модуля TBL , входящего в прогаммный комплекс SPPSPMX .

Для апробации программного модуля TBL использовались экспериментальные данные по определению потерь удельного импульса из-за трения в сверхзвуковых соплах РДМТ , полученные на дифференциальном экспериментальном стенде Исследовательского Центра им. М.В.Келдыша для модельного сопла, работающего на воздухе, M_a=3. Эти результаты в виде зависимости потерь удельного импульса тяги в пустоте из-за трения $\zeta_{mp}(Re_{Wo})$ характеризуют-

ся высокой точностью и излагаются не только в фундаментальных статьях и монографиях, но и в учебниках, например [2].

Сравнение экспериментальных и расчетных зависимостей $\zeta_{mp}(Re_{Wo})$ для турбулентного пограничного слоя приведено на рисунке 3.1 . Приведенные на этом рисунке зависимости показывают, что значения потерь удельного импульса тяги из-за трения для турбулентного пограничного слоя, определенные с помощью программного модуля TBL, превышают экспериментальные результаты почти в два раза. Анализ показал, что причина расхождения заключается в неадекватности для сверхзвуковой области сопла ЖРДМТ модели определяющей температуры, предложенной в методе В.М.Иевлева.

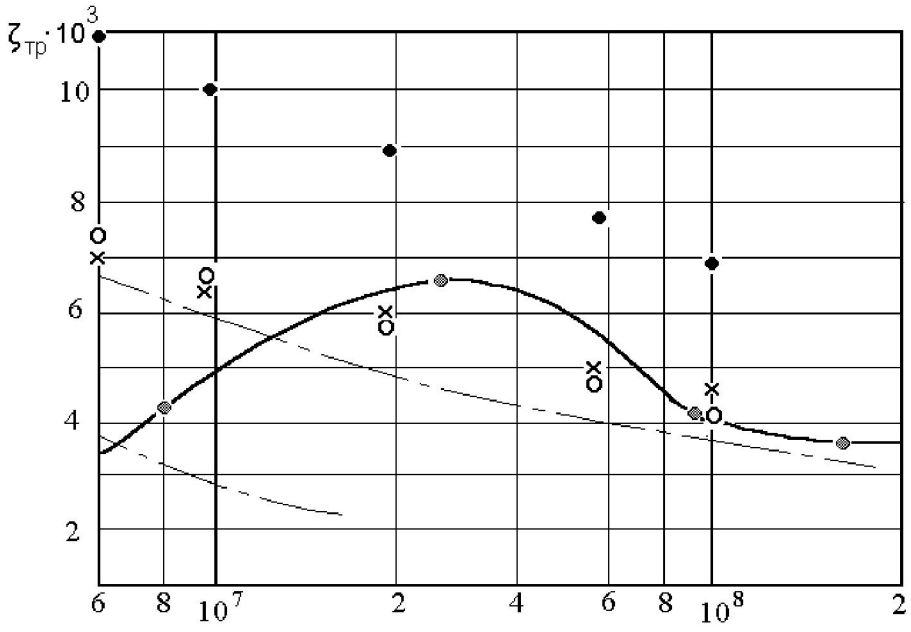
Дело в том, что аппроксимационные зависимости (3.6) были получены для течения несжимаемой жидкости, когда термодинамические параметры неизменны по толщине пограничного слоя. В случае же течения сжимаемого газа термодинамические параметры существенно меняются по толщине пограничного слоя. В [8] утверждается, что полученные уравнения применимы и в этом случае, если в качестве термодинамических параметров рабочего тела использовать некоторые средние по толщине пограничного слоя их значения. Анализ физической структуры турбулентного пограничного слоя, приведенный выше, показал, что применительно к ЖРДМТ целесообразно вычислять средние термодинамические параметры по среднемассовой температуре поперек турбулентного пограничного слоя.

$$T_{cp} = \frac{\int_0^{\delta} T(r)\cdot\rho(r)\cdot\upsilon(r)\cdot\pi\cdot r\cdot dr}{\int_0^{\delta} \rho(r)\cdot\upsilon(r)\cdot\pi\cdot r\cdot dr}. \qquad (3.7)$$

В ходе исследования характеристик турбулентного пограничного слоя в ЖРДМТ была получена аппроксимационная формула для вычисления определяющей температуры по температуре продуктов сгорания на стенке и на границе пограничного слоя

$$T_{cp} = T_w^{0,3}\cdot T_e^{0,7}.$$

По известной T_{cp} затем вычисляются и другие необходимые в расчетах параметры.



●— экспериментальные точки [35]; ○— расчет по модели Авдуевского [35];

●— расчет по модели Иевлева;

×— расчет по модифицированной модели Иевлева с использоанием среднемассовой температуры;

Рисунок 3.1 - Апробация программного модуля TBL на модельном сверхзвуковом сопле на холодном рабочем теле (воздухе)

Сравнение зависимости $\zeta_{mp}(Re_{Wo})$, полученной по модифицированной модели В.М.Иевлева, с экспериментом (рисунок 3.1) показывает удовлетворительное их согласование. Таким образом, программный модуль TBL обеспечивает приемлемый уровень точности расчетного определения параметров турбулентного пограничного слоя как в области несжимаемого, так и сжимаемого течения.

4. ПРИМЕР ЧИСЛЕННОГО РАСЧЕТА ВНУТРИКАМЕРНЫХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ ЖРД НА БАЗЕ НК-33

4.1 Назначение примера и структура решаемых задач

Пример предназначен для демонстрации возможностей разработанной технологии формирования моделей внутрикамерных рабочих процессов маршевых жидкостных ракетных двигателей с использованием CAE/PDM- систем. Эта технология основана на интеграции классических методов термогазодинамического расчета и CFD-методов численного моделирования на основе полных уравнений Навье-Стокса. Такая интеграция позволяет соединить достоинства каждого из методов. Основой такой интеграции является хранение всех данных, связанных с моделированием внутрикамерных процессов маршевых жидкостных ракетных двигателей, в единой информационной PDM-среде .

Рассматриваемы пример представляет собой совокупность взаимосвязанных задач , относящихся к моделированию внутрикамерных рабочих процессов ЖРД НК-33. Первая из этих задач связана с термодинамическим расчетом камеры ЖРД НК-33 в идеальном приближении. На этой задаче показаны возможности и ограничения термодинамического подхода.

Результаты решения задачи о термодинамическом расчете камеры ЖРД НК-33 используются для формирования расчетной модели внутрикамерных рабочих процессов , связанной с использованием Ansys CFX. Численного решение уравнений этой модели позволяет получить информацию о физической картине таких ключевых внутрикамерных процессов, как обратные токи и диффузия окислителя и горючего в газовой фазе и демонстрирует возможности использования CFD-технологии .

На примере решения задачи об определении потерь из-за трения и параметров конвективного теплообмена продуктов сгорания в сопле ЖРД НК- 33 показаны возможности классического термогазодинамического подхода к моделированию рабочих процессов в камере ЖРД с учетом их не идеального протекания.

Заключительный этап примера связан с реализацией процедур хранения всех данных результатов расчетов учебного примера в PDM SmarTeaM. Описание этого этапа приводится в следующем разделе.

4.2. Результаты термодинамического расчета ЖРД НК-33 в идеальном приближении

Для термодинамического расчета ЖРД НК-33 в идеальном приближении использовался программный модуль S.

Программный модуль S предназначен для определения термодинамических свойств продуктов сгорания , а также идеальных значений расходного комплекса, тягового комплекса в пустоте и удельного импульса тяги в пустоте. Перечень подпрограмм модуля S с указанием их назначения приведен в таблице 4. 1.

Таблица 4.1. Подпрограммы 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	GAUSS	Решение линейной системы алгебраических уравнений методом Гаусса
9	MAINS	Главная управляющая программа
10	NP	Расчет начальных приближений мольных долей компонентов продуктов сгорания
11	TFC	Расчет термодинамических параметров индивидуальных веществ в равновесном приближении
12	TFM	Расчет термодинамических параметров смеси индивидуальных веществ в равновесном приближении
13	TFMF	Расчет термодинамических параметров смеси индивидуальных веществ в равновесном приближении

Файл исходных данных типа ds для термодинамического расчета приведен в приложении А . Совокупность приведенных в этом фале данных представляет собой модель топлива. Элементами этой модели являются: коэффициенты условной химической формулы каждого из компонентов - кислорода и керосина; полные энтальпии каждого из компонентов; коэффициент избытка окислителя. Кроме этого, в исходных данные задается давление в камере сгорания.

Результаты термогазодинамического расчета в идеальном приближении приведены в приложении Б. Дадим краткое описание этого файла результатов. Файл результатов начинается с заголовка «Исходные данные», после которого приводятся результаты чтения файла исходных данных.

В разделе файла результатов под заголовком «Расчет с переменным химическим составом и учетом переменных термодинамических свойств рабочего тела » содержатся результаты расчета температуры, химического состава и молекулярного веса продуктов сгорания на входе в сопло и в минимальном сечении сопла. Здесь же приводится расчетная величина расходного комплекса в идеальном приближении. Затем под заголовком «Газодинамические параметры при равновесном течении в одномерном невязком приближении » выводятся результаты расчета газодинамических и термодинамических параметров течения в идеальном приближении для сверхзвуковой части сопла. Названия столбцов выводимых параметров имеют следующий смысл: Q- газодинамическая функция безразмерного расхода q , KAPA- показатель изоэнтропы расширения, MAX- число Маха,PI- газодинамическая функция безразмерного давления π , УД.ИМП- удельный импульс в пустоте, м/с, ТЯГ.КОМПЛ.- тяговый комплекс.

4.3 Результаты CAE- расчета внутрикамерных рабочих процессов ЖРД на базе НК-33 с использованием Ansys CFX

Сегмент камеры ЖРД НК-33 со смесительной головкой показан на рисунке 2.2 . Полное число двухкомпонентных форсунок ядра камеры сгорания составляет 127 , кроме того 57 двухкомпонентных форсунок формирует пристенок. В учебном примере расчет проводился для модельной однофорсуноч-

ной камеры сгорания , теоретический контур которой в безразмерных координатах совпадает с контуром камеры ЖРД НК-33. Для определения абсолютных геометрических размеров модельной однофорсуночной камеры сгорания, а также расходов и скоростей окислителя и горючего через форсунку использовался термодинамический расчет в идеальном приближении с помощью программного модуля S. Файл исходных данных для расчета приведен в приложении В, а файл результатов расчета – в приложении Г. Использование результатов термодинамического расчета позволило определить значения характерных термогазодинамических параметров компонентов в газовой фазы на выходе форсунки, которые использовались при формировании модели граничных условий.

Сеточная модель и модель граничных условий расчетной зоны модельной однофорсуночной камеры сгорания камеры ЖРД на базе НК-33 , импортированные в среду Ansys CFX, показаны на рисунках 2.3 и 2.4.

Некоторые результаты расчета, связанные с физической картиной протекающих в камере сгорания рабочих процессов, показаны на рисунках 4.1…4.6.

На рисунках 4.1и 4.2 показано векторное поле скоростей в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33. Анализ этого поля скоростей показывает, что можно выделить три характерных области в камере сгорания :

- область стабилизации пламени с зоной обратных токов (эта зона показана на рисунке 4.2);

- область осевого течения , в которой скорость в поперечном направлении имеет такой же порядок величины, как и скорость в продольном направлении;

- область осевого течения, в которой скорость в поперечном направлении пренебрежимо мала по сравнению со скоростью в продольном направлении;

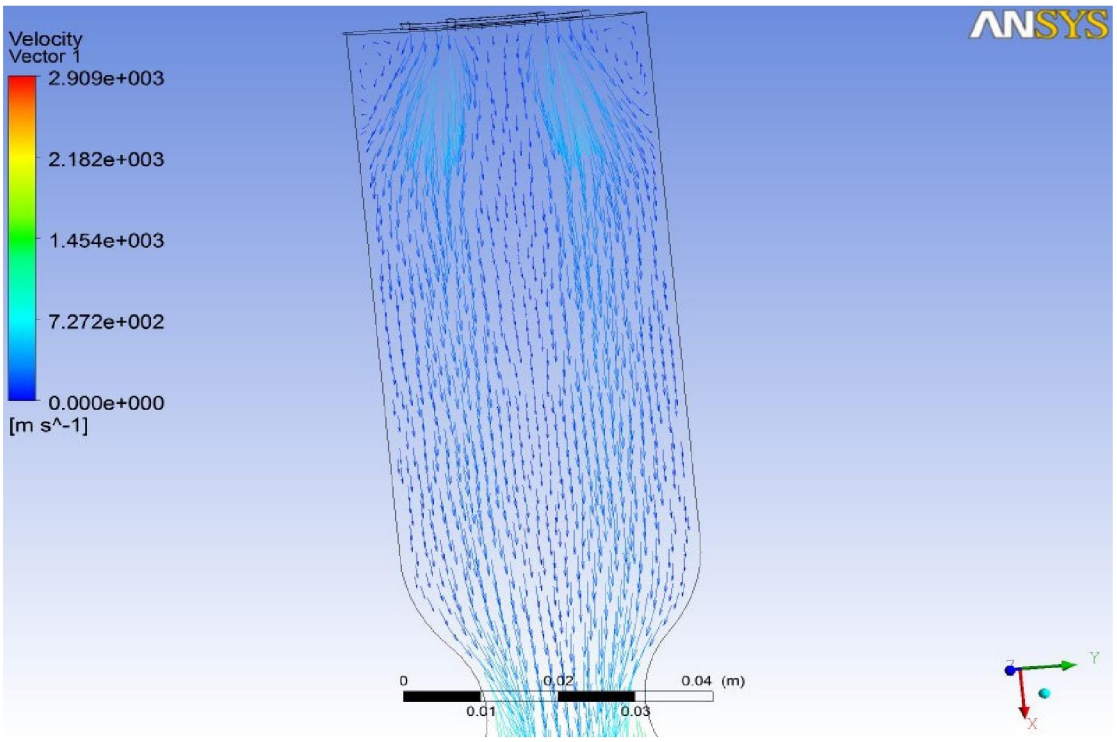


Рисунок 4.1 – Векторное поле скоростей в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

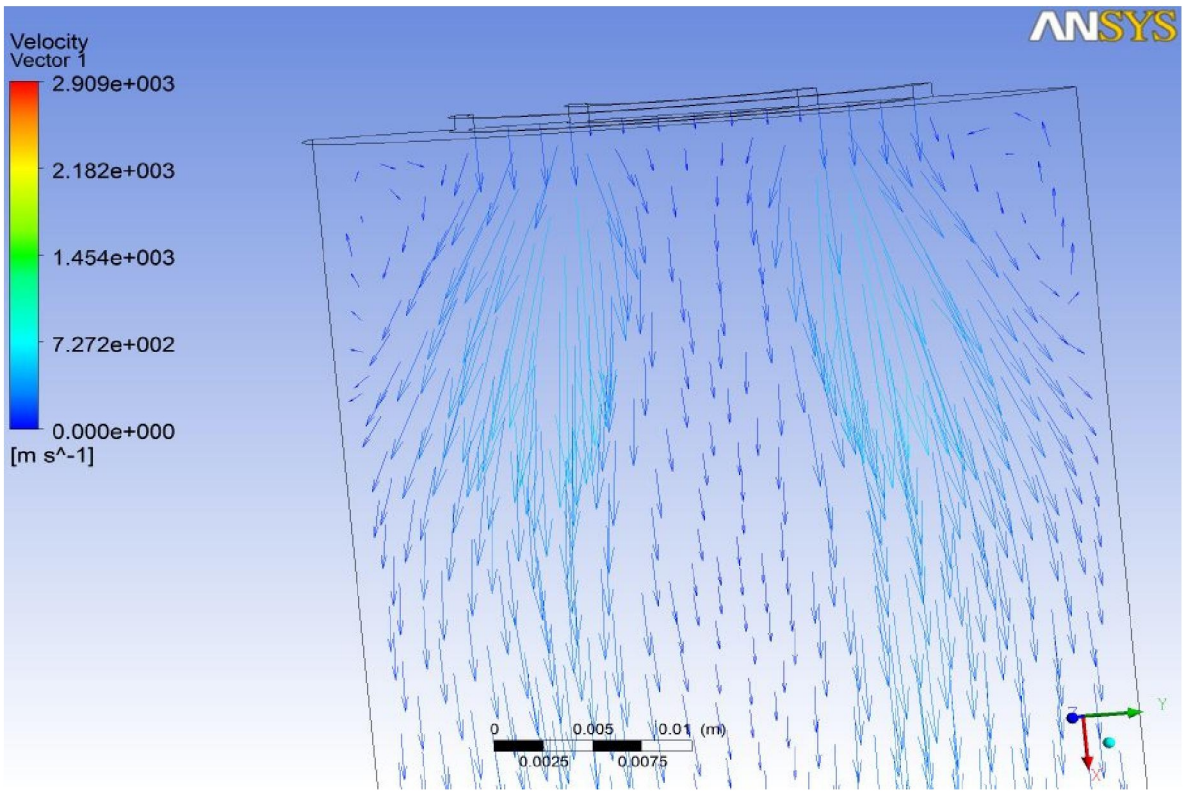


Рисунок 4.2 - Векторное поле скоростей в зоне обратных токов камеры сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

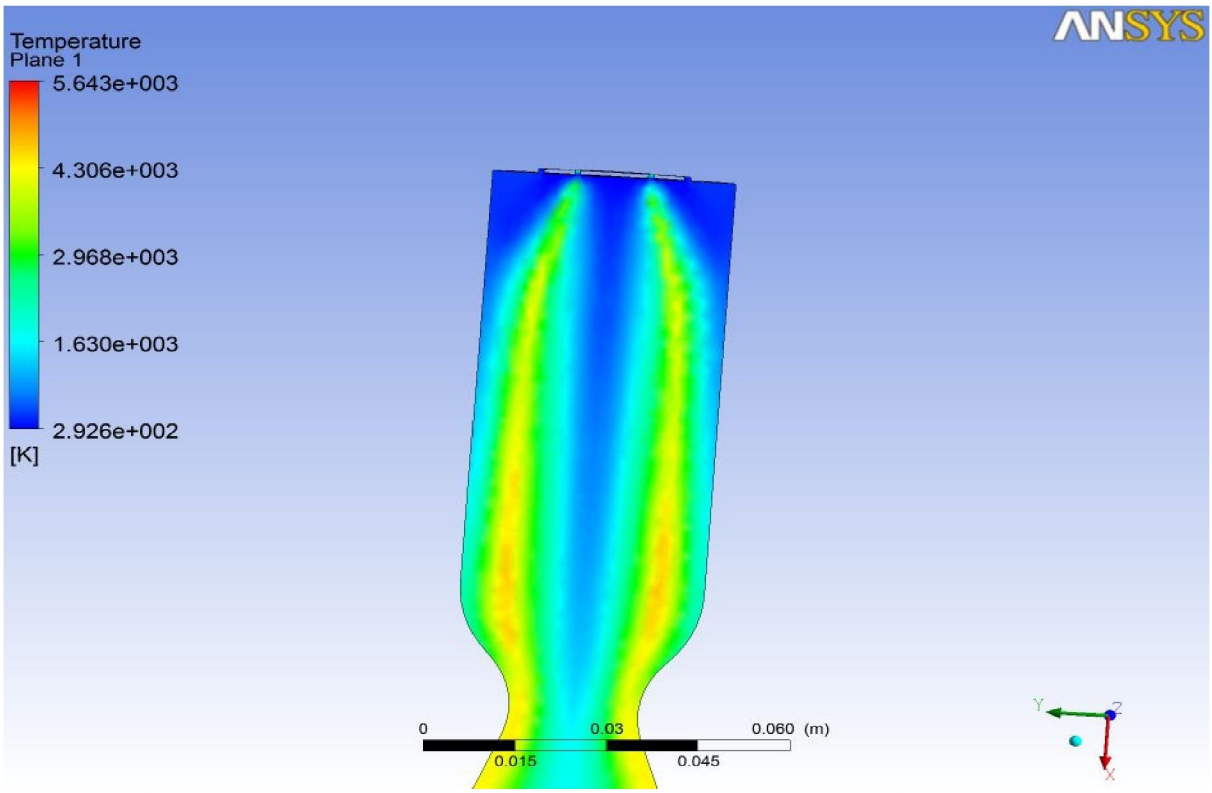


Рисунок 4.3 – Поле температур в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

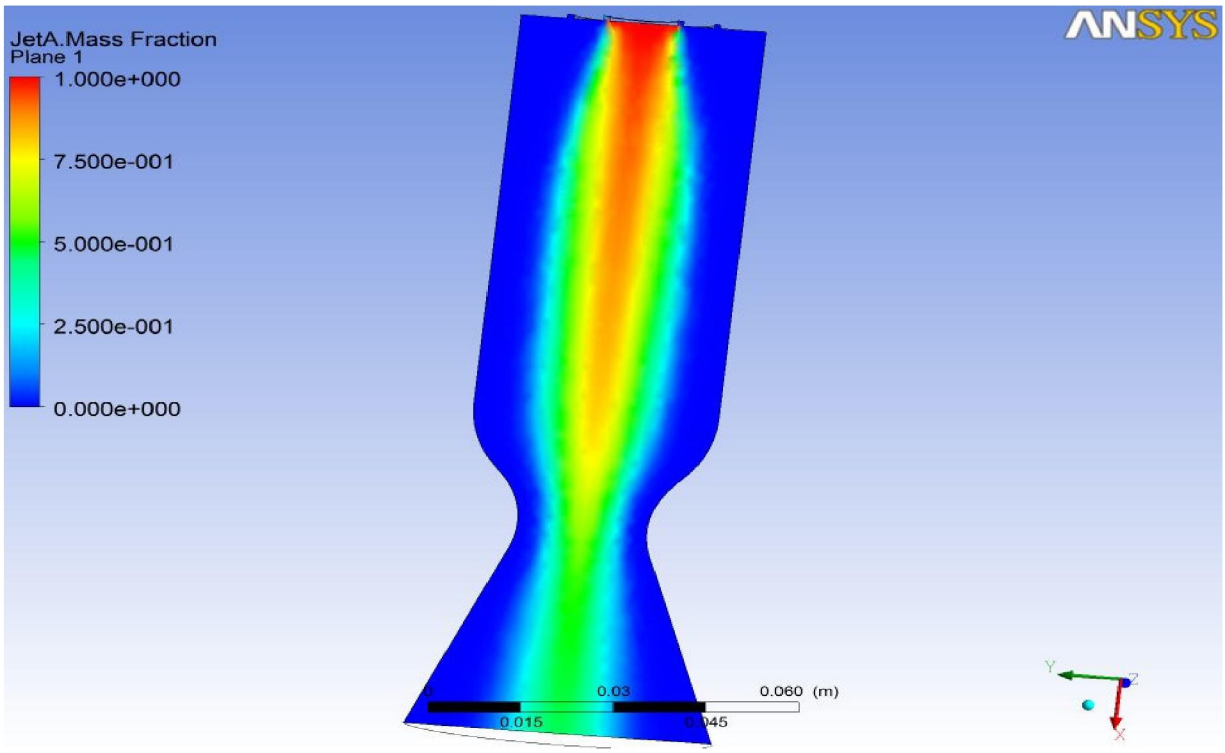


Рисунок 4.4- Поле массовой концентрации по химическому составу в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

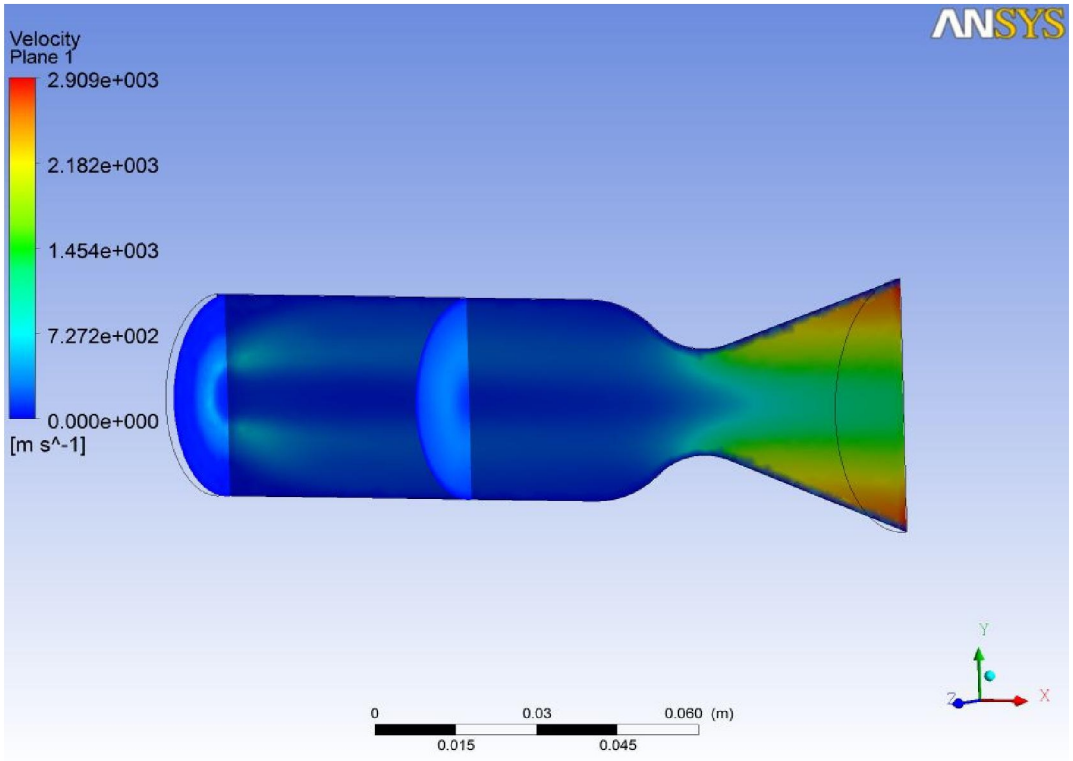


Рисунок 4.5 – Сравнение полей скоростей в двух характерных сечениях составу в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

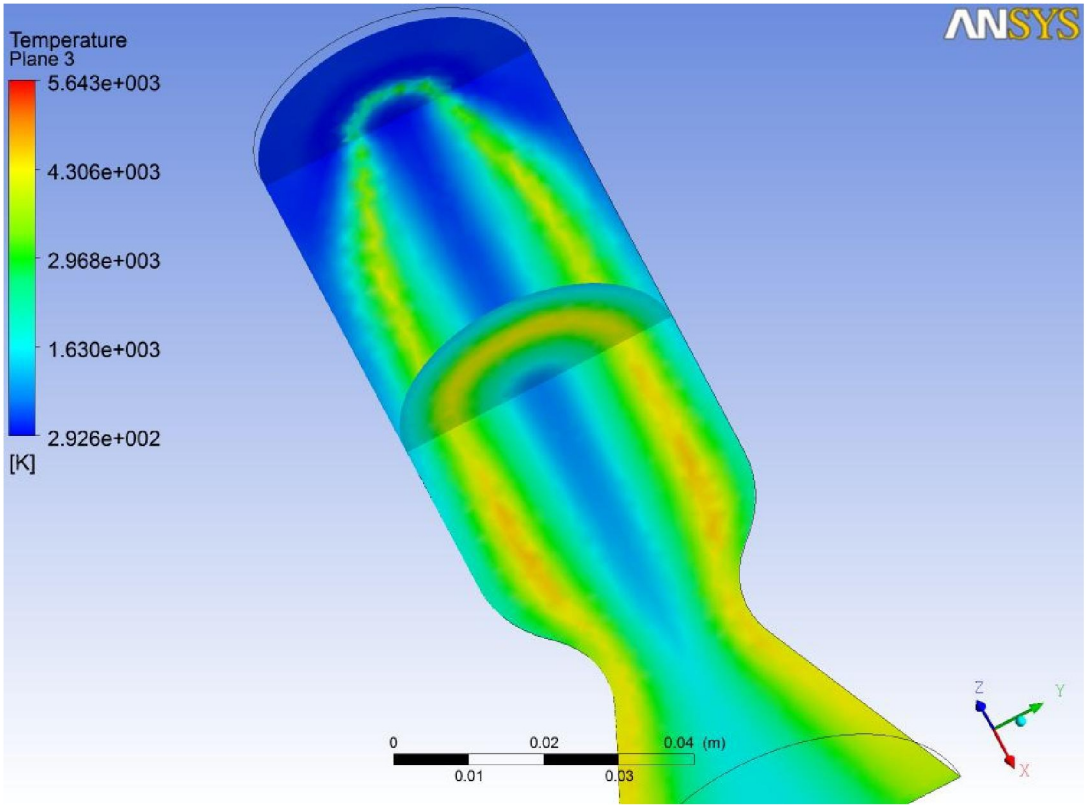


Рисунок 4.6- Сравнение полей температур в двух характерных сечениях составу в камере сгорания однофорсуночного ЖРД на базе НК-33

Характерная особенность протекания рабочих процессов в камере сгорания ЖРД, имеющих различную физическую природу, заключается в существенной взаимосвязи этих физических процессов. Так, градиенты поля скоростей в поперечном и окружном направлении определяют процессы диффузии между окислителем (кислородом) и горючим (керосином) в газовой фазе (рисунок 4.4) . В свою очередь, поле концентраций определяет местное соотношение компонентов и температур (рисунок 4.3) . От поля температур зависит поле плотностей продуктов сгорания, а оно, в свою очередь, в соответствии с условием сохранения неразрывности потока , влияет на поле скоростей в продольном направлении. На рисунках 4.5 и 4.6 это показано на примере полей температур и скоростей в двух поперечных сечениях – вблизи среза форсунки и в середине камеры сгорания. Приведенные на этих рисунках результаты показывают, что изменение широкий диапазон изменения температуры в этих сечениях приводит к пятикратному диапазону скоростей движения продуктов сгорания в выбранных поперечных сечениях – от 40 м/с до 200 м/с.

4.4 Результаты CAE- расчета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в сопле ЖРД НК-33 в приближении турбулентного пограничного слоя

Данный раздел учебного примера демонстрирует возможности классического подхода к моделированию внутрикамерных рабочих процессов в ракетных двигателях применительно к весьма сложной задаче – точной оценке влияния вязкости и тепломассобмена на потери удельного импульса тяги из-за трения и величину конвективного теплообмена для сверхзвукового сопла маршевого ракетного двигателя с профилированной сверхзвуковой частью. Эта задача решается в рамках проведения термогазодинамического расчета, в котором, как это следует из его названия, соединяются как термодинамический, так и газодинамический подходы. Формирование расчетной модели начинается с формирования двух файлов исходных данных для задачи – типа ds и типа d2 .

Файл исходных данных типа ds содержит исходные данные применительно к термодинамическому сегменту расчетной модели. Описание этого файла исходных данных приведено в разделе 4.2 , пример этого файла исходных данных применительно к компонентам топлива керосин и кислород приведен в приложении А.

Файл исходных данных типа d2 содержит исходные данные применительно к газодинамическому сегменту расчетной модели. Этот тип файла исходных данных применительно к рассматриваемой задаче приведен в приложении D.

После подготовки файлов исходных данных проводится расчет с помощью программного комплекса SPPSPMX. В программном модуле TBS этого программного комплекса реализовано численное решение модели учета влияния вязкости и конвективного теплообмена на течение продуктов сгорания в камере ЖРД (описание модели и ее численной реализации приведено в разделе 3.3) . Результаты расчета приведены в приложении Е.

5 PDM-ТЕХНОЛОГИЯ ХРАНЕНИЯ ДАННЫХ О ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ВНУТРИКАМЕРНЫХ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ МАРШЕВЫХ ЖРД

Технология управления данными об изделиях (PDM-технология) содержит ряд технологий, позволяющих фиксировать состояния изделия в документообороте машиностроительного предприятия.

На первом этапе реализации любого проекта используется PDM-технология хранения данных, состоящая из организации определенных методов хранения информации. Важным показателем качества выполнения процесса хранения данных является организация структуры данных доступной всем участникам процесса. Создаваемая структура использует объектную технологию. Файлы содержательной информации присоединяются к информационным объектам класса ДОКУМЕНТЫ, которые в свою очередь в рамках определенных последовательностей действий (объекты класса ПРОЦЕССЫ) используются в регламентирующих работу структурах (объекты класса ПРОЕКТЫ).

Поскольку проект объединяет разные виды работ, покажем эти действия на примере выполнения инженерных изменений данных, используемых при проектировании.

Документы, созданные в процессе выполнения проекта создания виртуального ракетного двигателя в 2010 и 2011 гг., присоединены к проекту «Project-0077 01_Формирование виртуальных течений продуктов сгорания в камерах и газогенераторах ЖРД» (рисунок 4.1).

С этой целью в классе ДОКУМЕНТЫ в соответствии с рекомендациями [1, 2] создаются объекты логического класса – папки (например, Fold-0077 Расчеты). В этой папке хранятся документы, полученные после выполнения расчетов, описанных в разделе 4 настоящего пособия. Они распределяются по соответствующим папкам. Для выполнения термодинамических расчетов необходимо хранить исходные данные (ИИ) и результаты выполнения расчетов (РР) (рисунки 5.1 – 5.3).

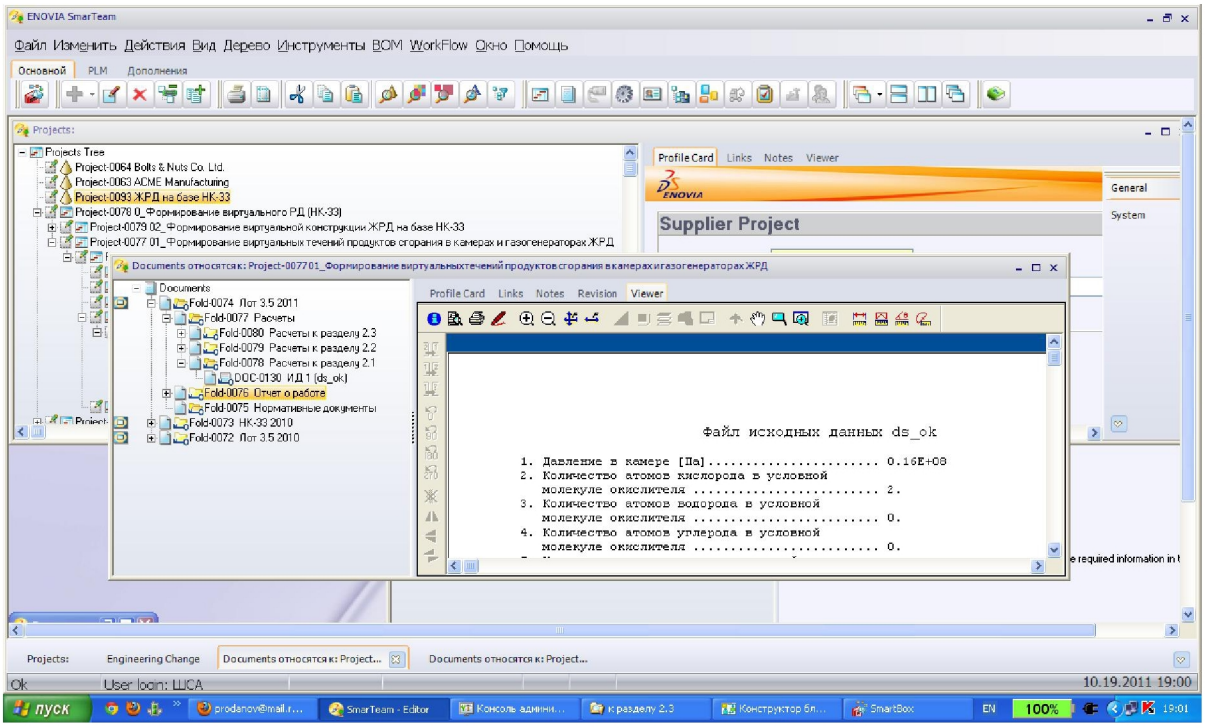


Рисунок 5.1 – Исходные данные для расчета ИД1 (ds_ok)

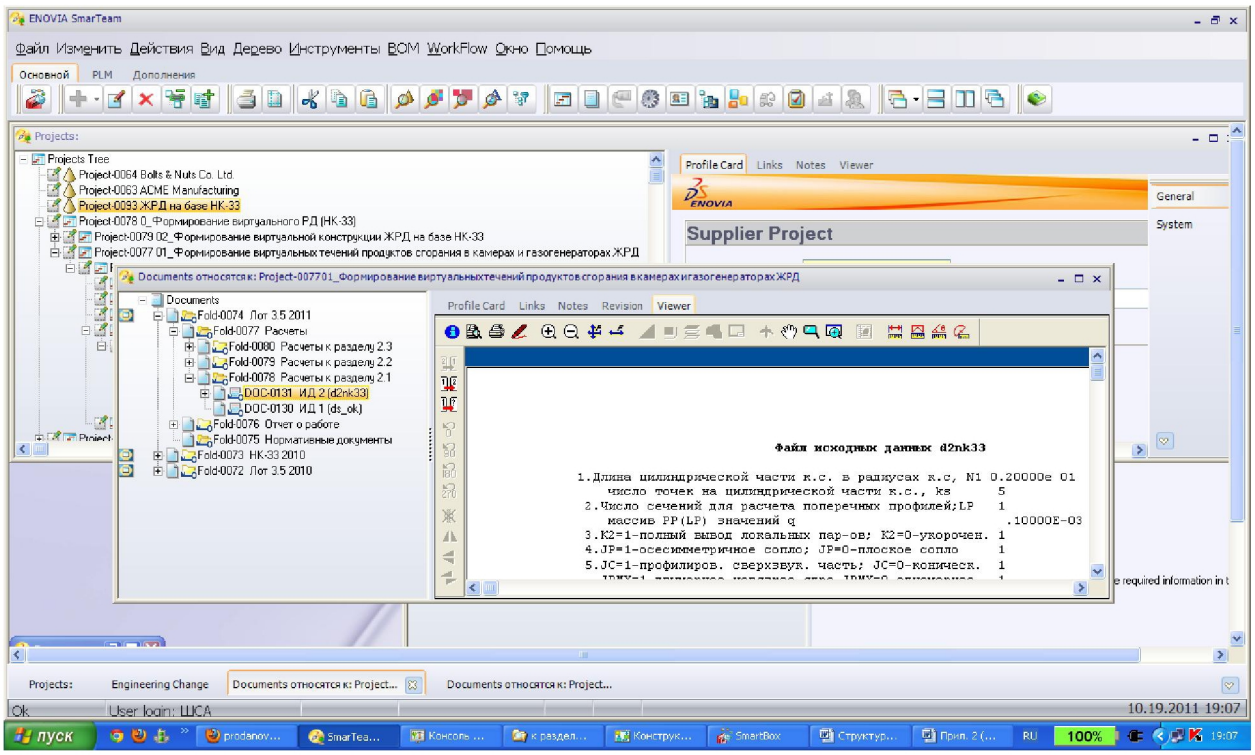


Рисунок 5.2 – Исходные данные для расчета ИД2 (d2nk33)

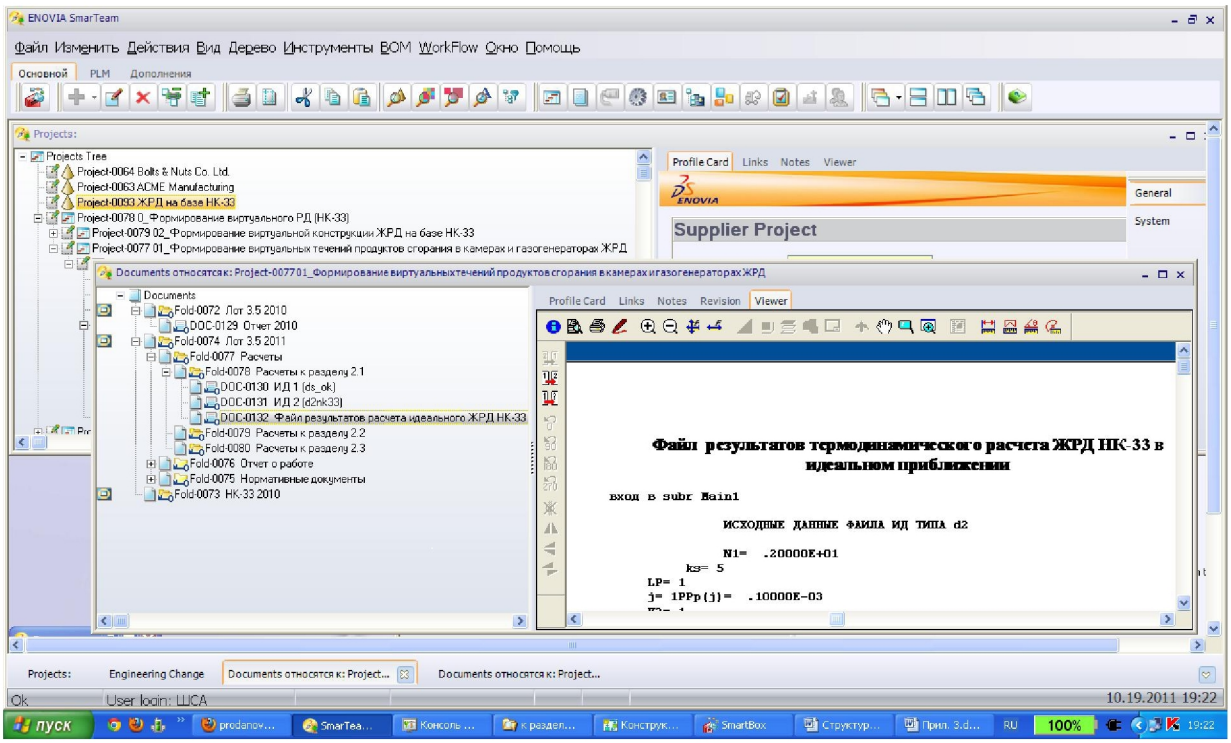


Рисунок 5.3 – Результаты расчета идеального ЖРД НК-33

Результаты выполнения термогазодинамических расчетов в разделе 4 настоящего пособия присоединяются к соответствующим объектам в базе данных «Supplier Database» (рисунок 5.4).

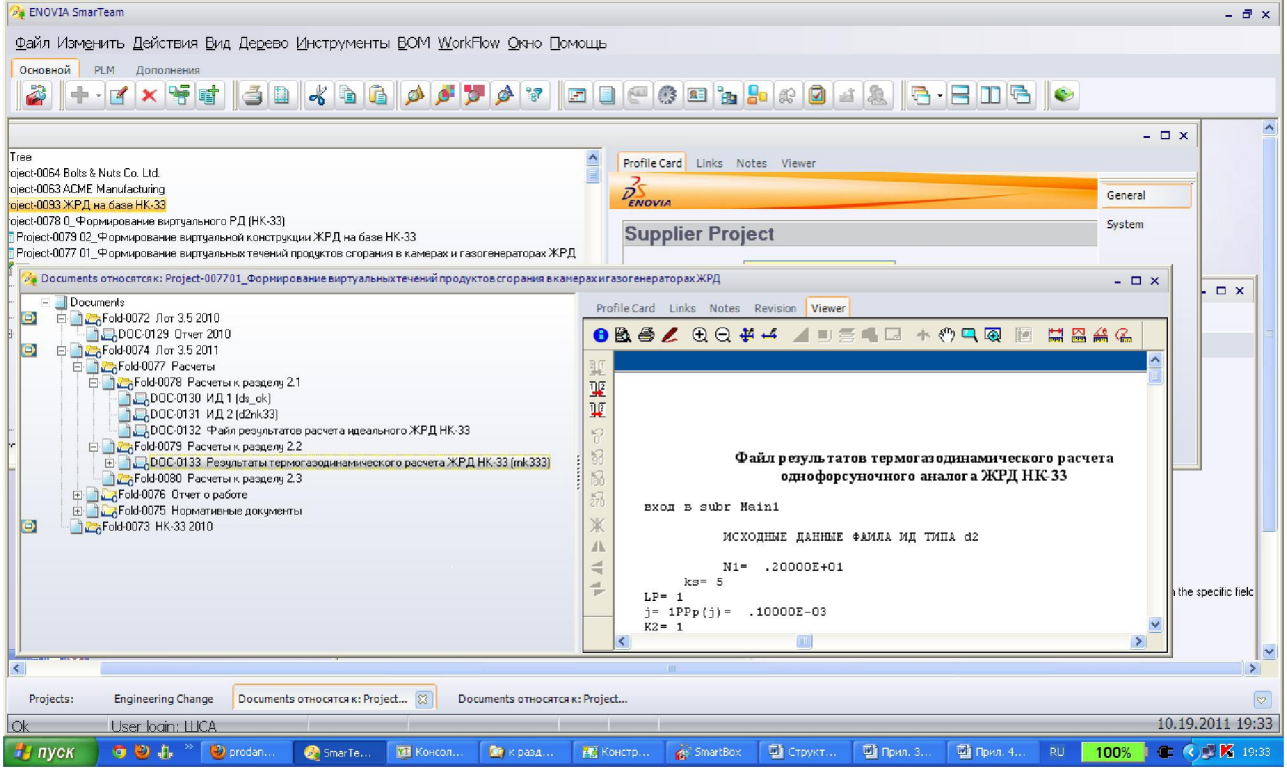


Рисунок 5.4 – Результаты термогазодинамического расчета ЖРД НК-33 (rnk333)

Результаты выполнения расчетов трения и теплообмена для течения в сверхзвуковой части сопла ЖРД НК-33 в разделе 4 настоящего пособия присоединяются к соответствующим объектам в базе данных «Supplier Database» (рисунок 5.5).

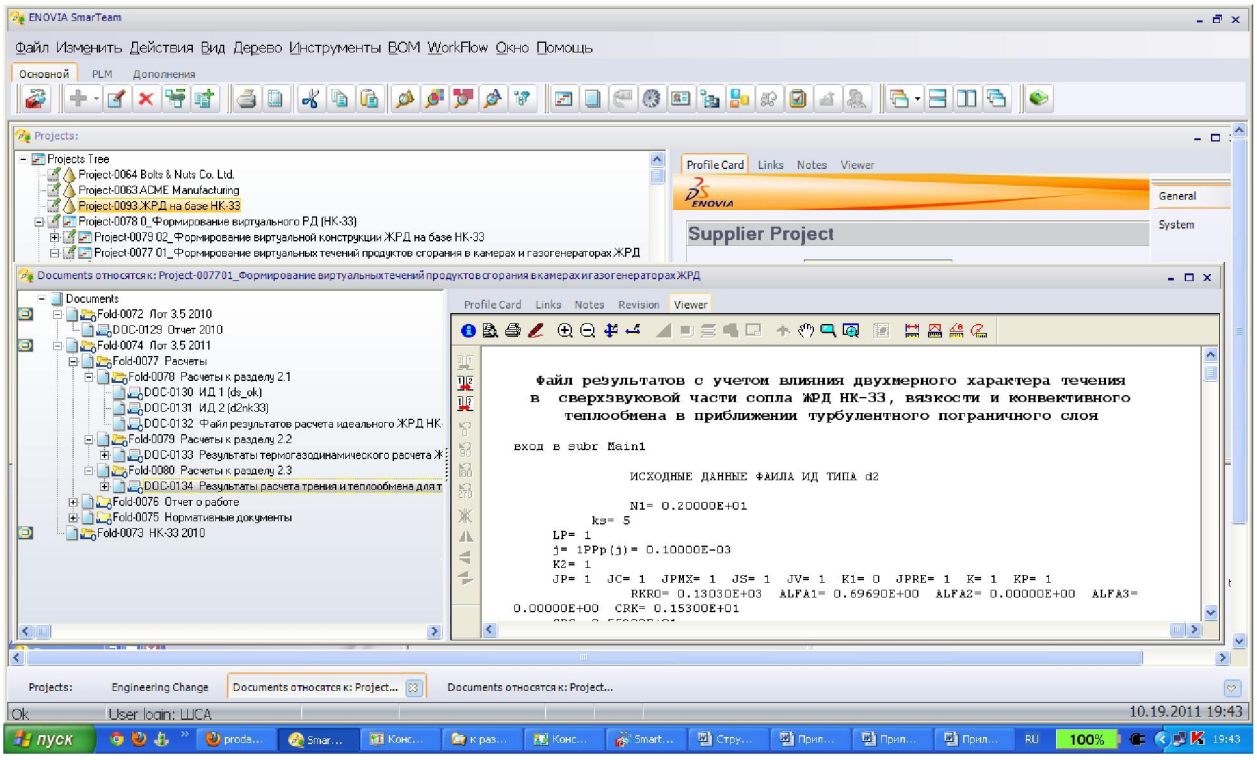


Рисунок 5 .5 – Результаты расчета трения и теплообмена для течения в сверхзвуковой части сопла ЖРД НК-33

Результаты выполнения расчетов в разделе 4 настоящего пособия присоединяются к соответствующим объектам в базе данных «Supplier Database» (рисунок 5.6 – 5.11).

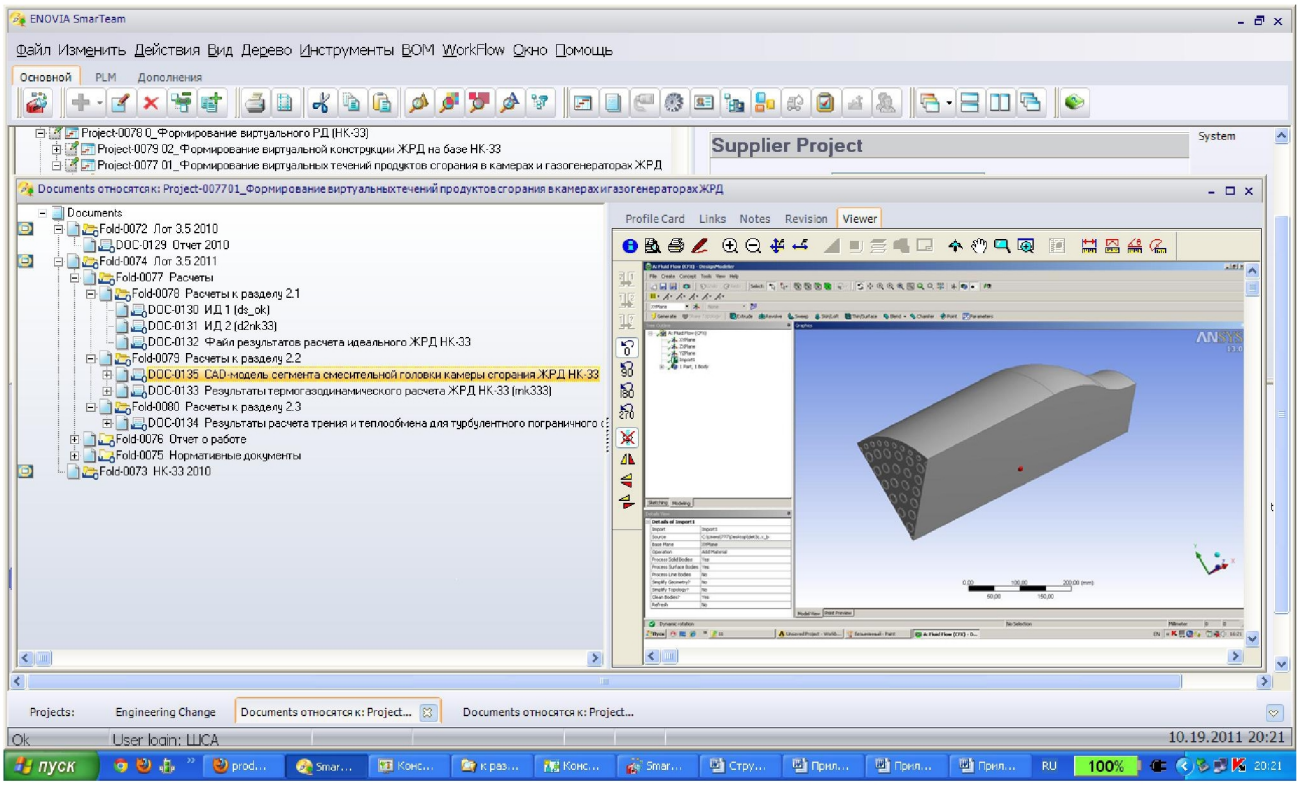


Рисунок 5.6 – CAD-модель сегмента смесительной головки камеры сгорания ЖРД НК-33

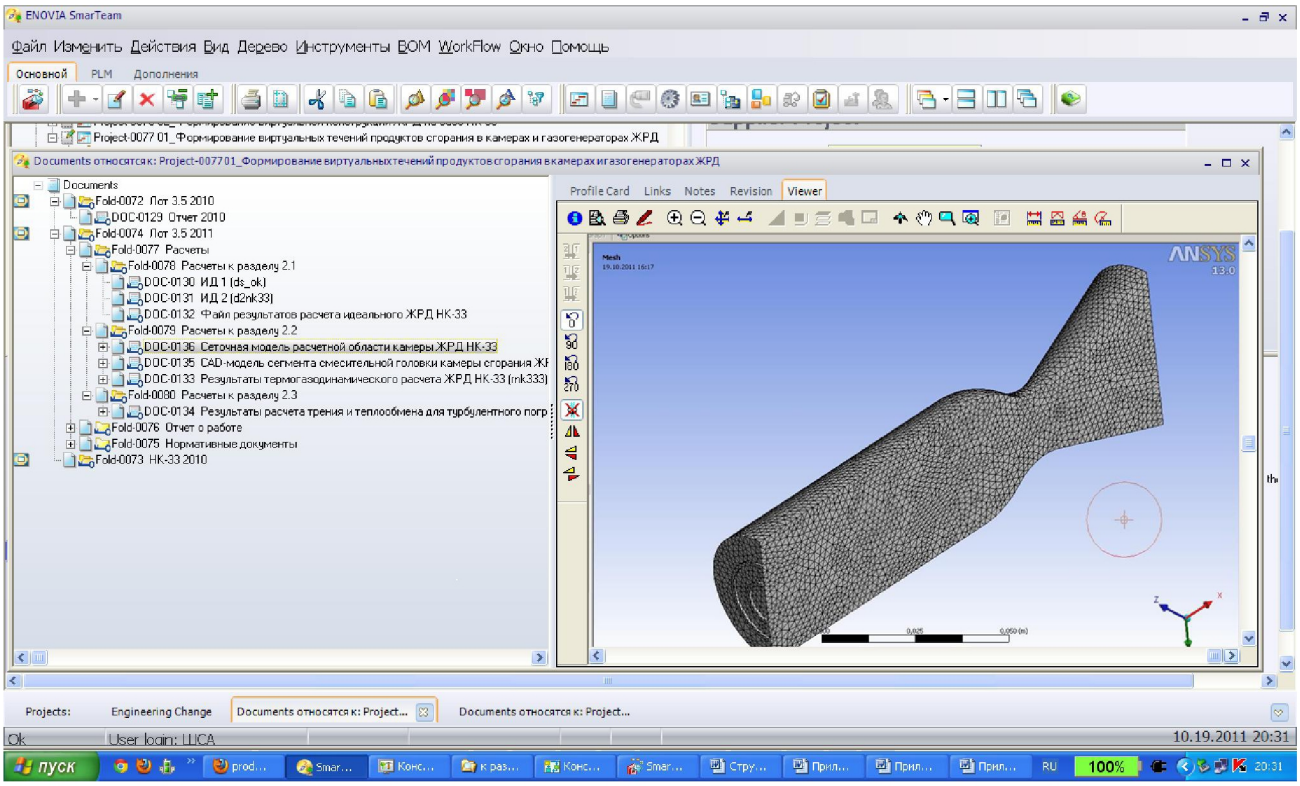


Рисунок 5.7 – Сеточная модель расчетной области камеры ЖРД НК-33

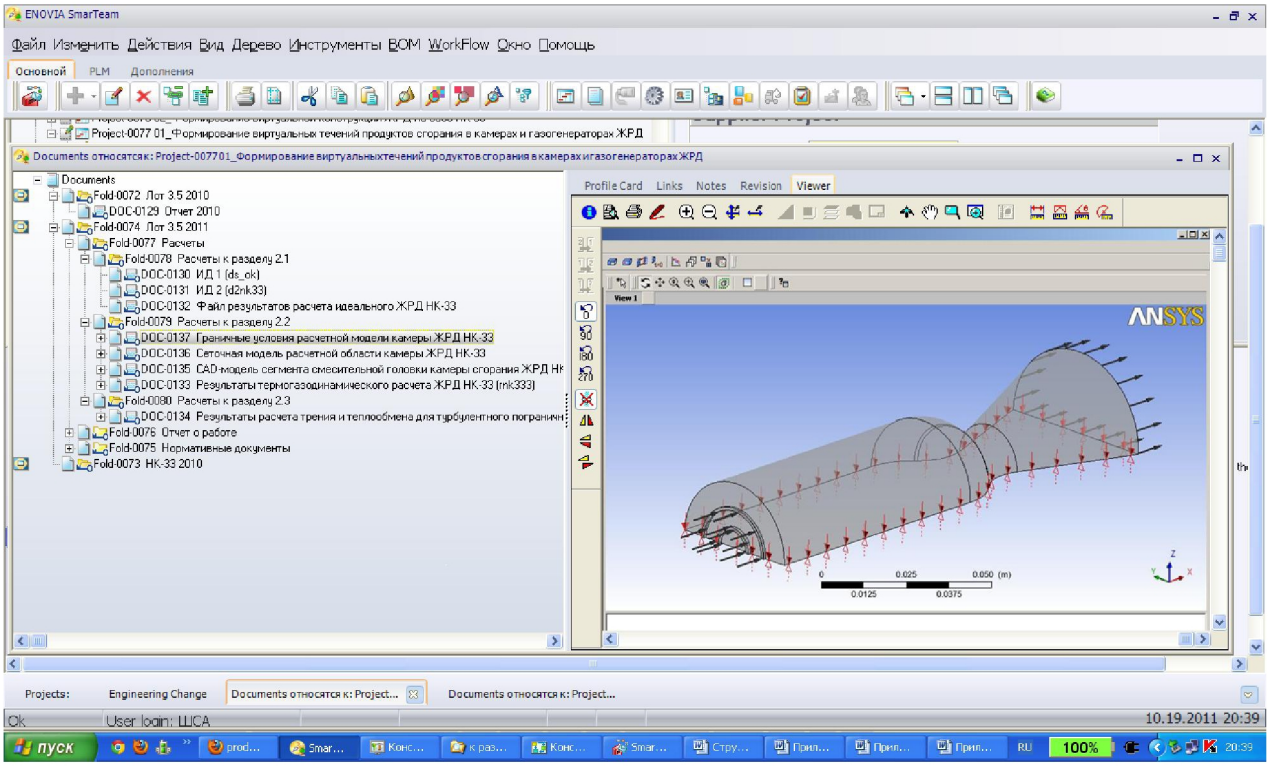


Рисунок 54.8 – Граничные условия расчетной модели камеры ЖРД НК-33

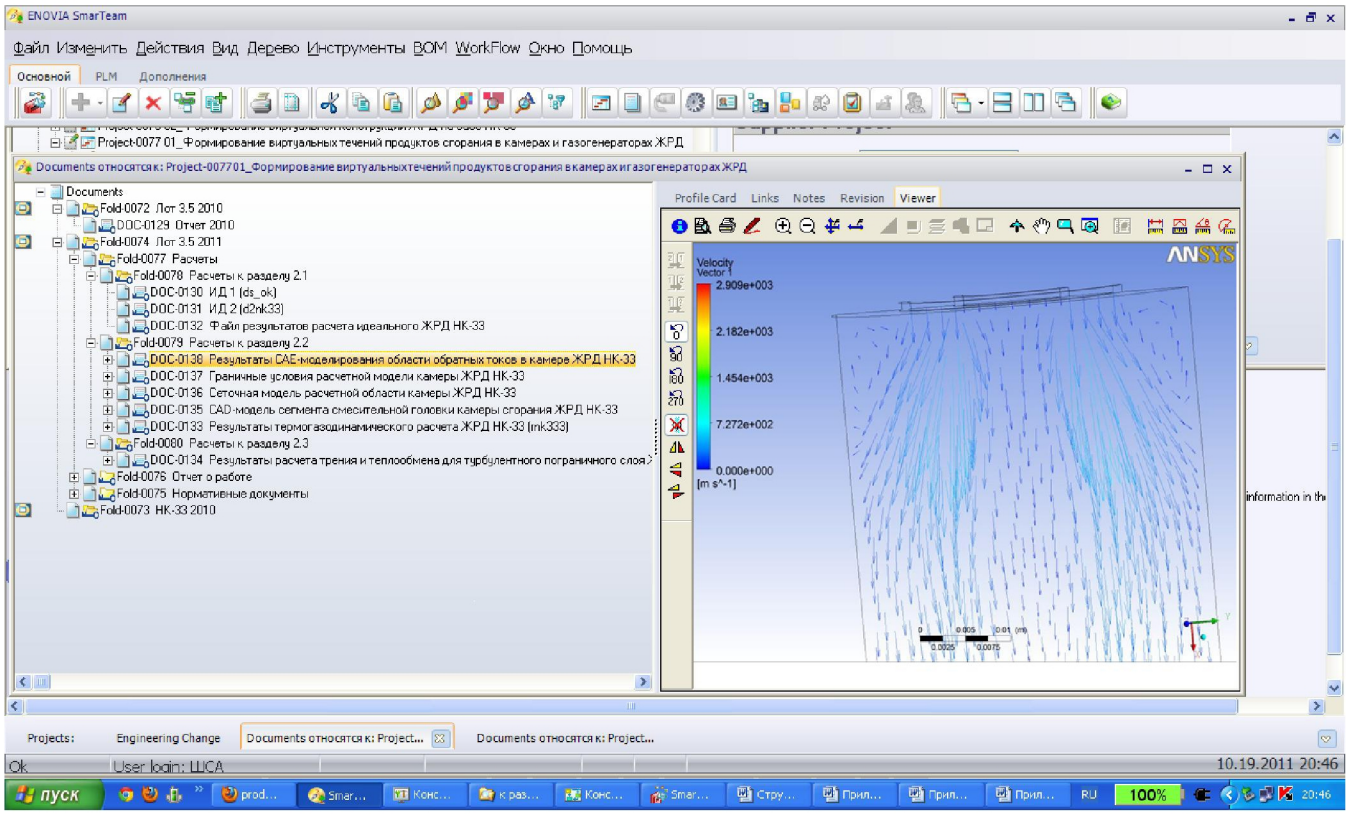


Рисунок 5.9 – Результаты CAE-моделирования области обратных токов в камере ЖРД НК-33

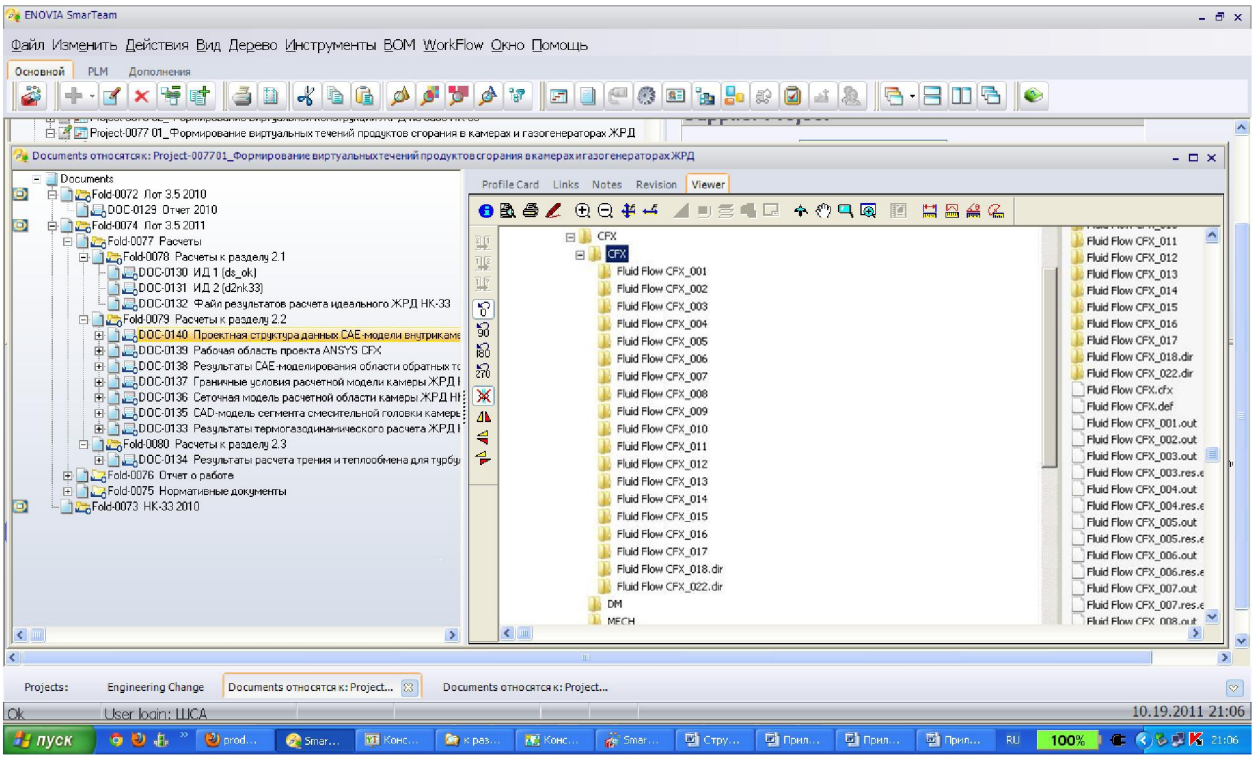


Рисунок 5.10 – – Проектная структура данных CAE-модели внутрикамерных рабочих процессов

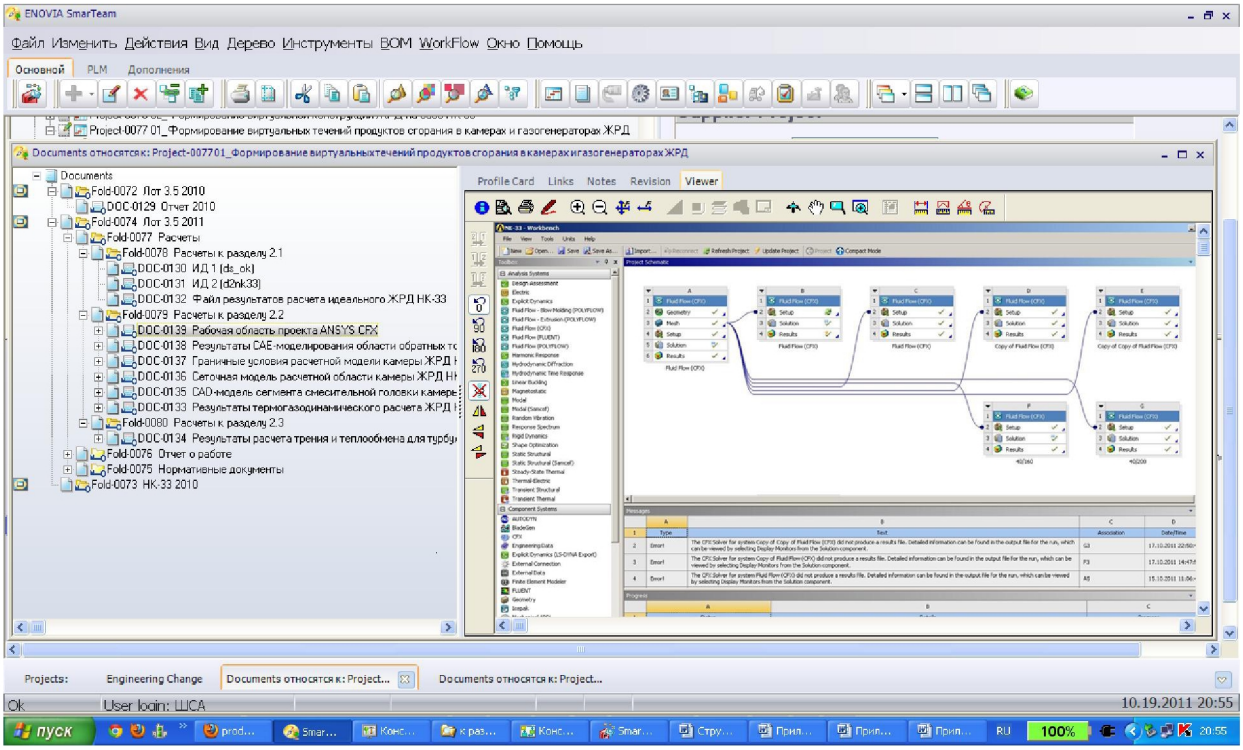


Рисунок 5.11 – Рабочая область проекта ANSYS CFX

В случае организации процесса проектирования электронный документооборот связывается с документами формата CAE/CAD-систем. Эти документы аналогичным образом (как описано ранее) используются участниками процесса потока работ. Покажем это на примере расчета энергетической эффективности смесительного элемента камеры ракетного двигателя. Здесь, участниками процесса являются работники конструкторского бюро: расчетчики и конструкторы. Эти роли определяются в соответствии с необходимостью распределения работ.

Загружается база данных «Supplier Database», где в рамках подпроекта «Project-0071 Проведение расчетов» (рисунок 5.12) выполняется процесс «Инженерные изменения». К этому процессу по описанной ранее технологии подключена блок-схема потока работ (Workflow). С консоли администратора производится настройка системы (рисунок 5.13 – 5.16).

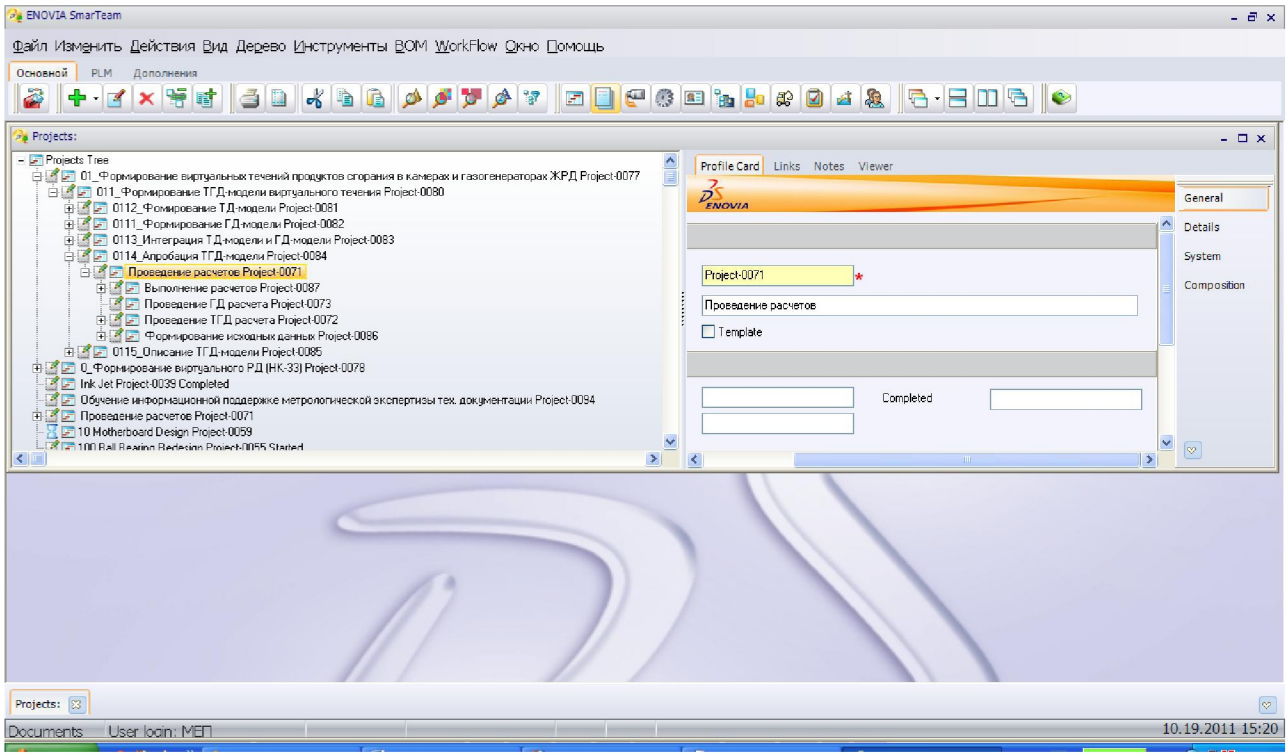


Рисунок 5.12 – Выбор проекта для организации работ»

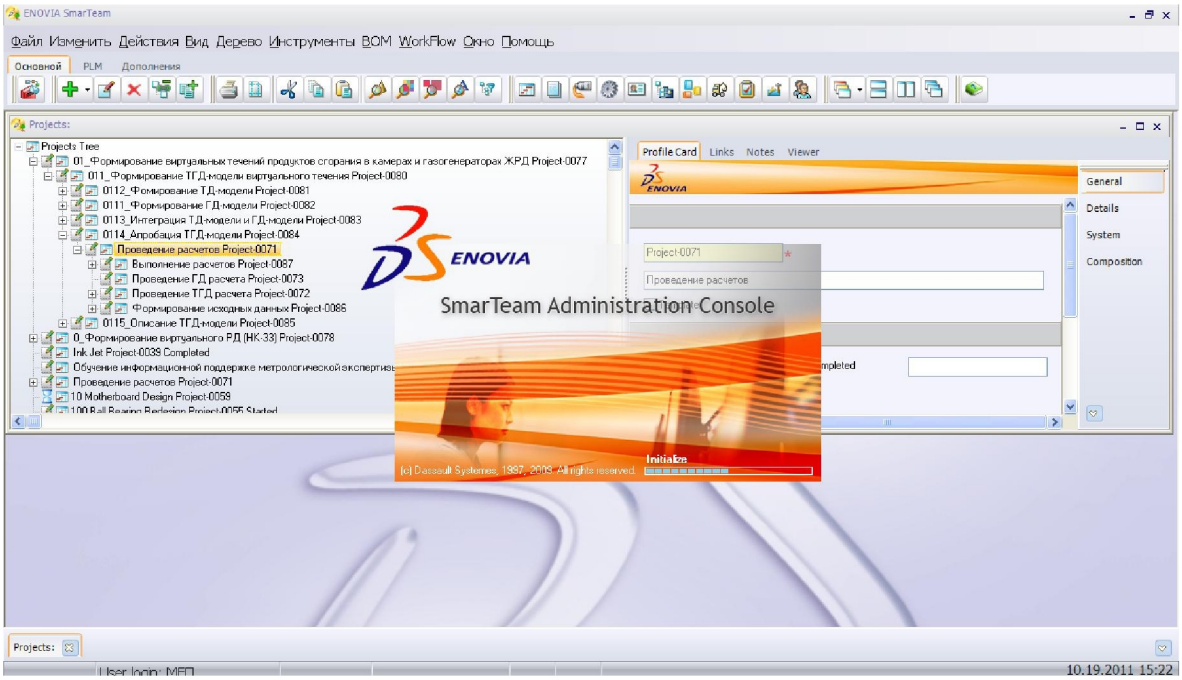


Рисунок 5.13 – Проведение настройки системы с консоли администратора

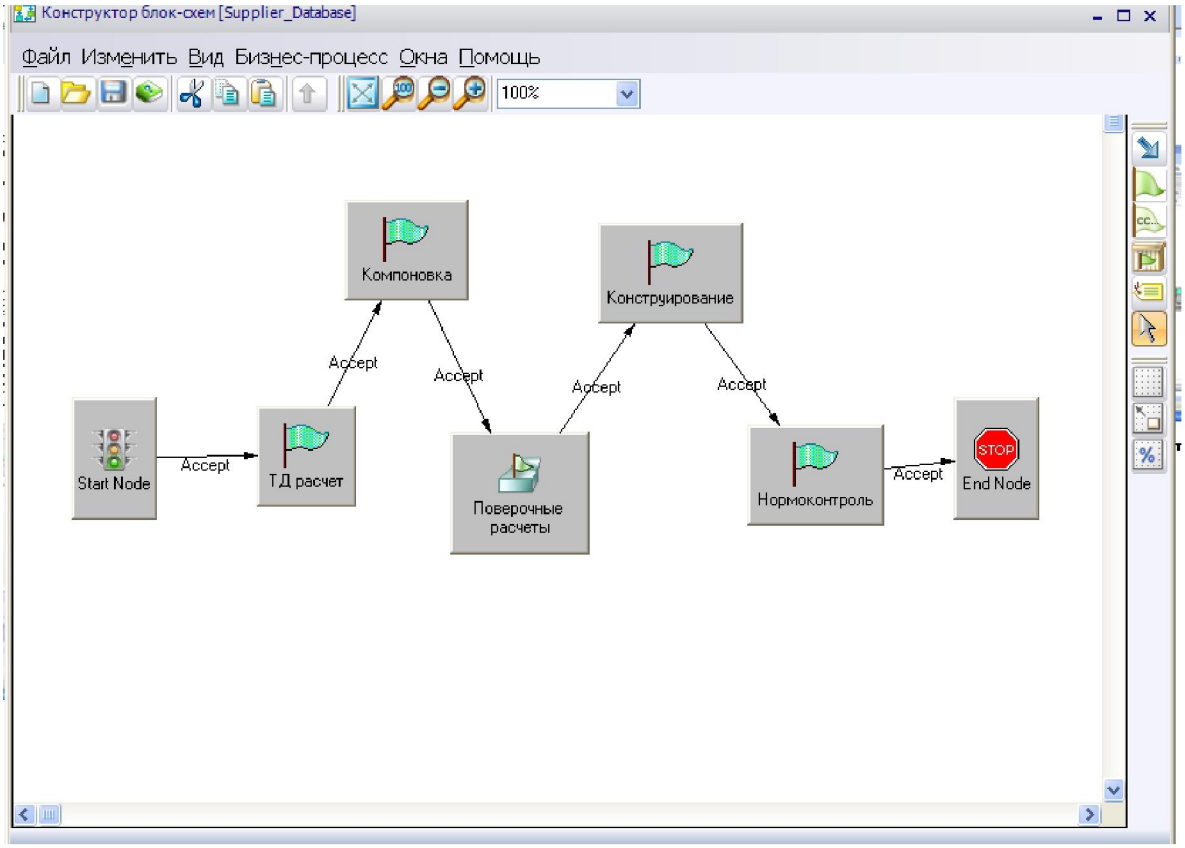


Рисунок 5.14 – Формирование блок-схемы выполнения работ по сценарию

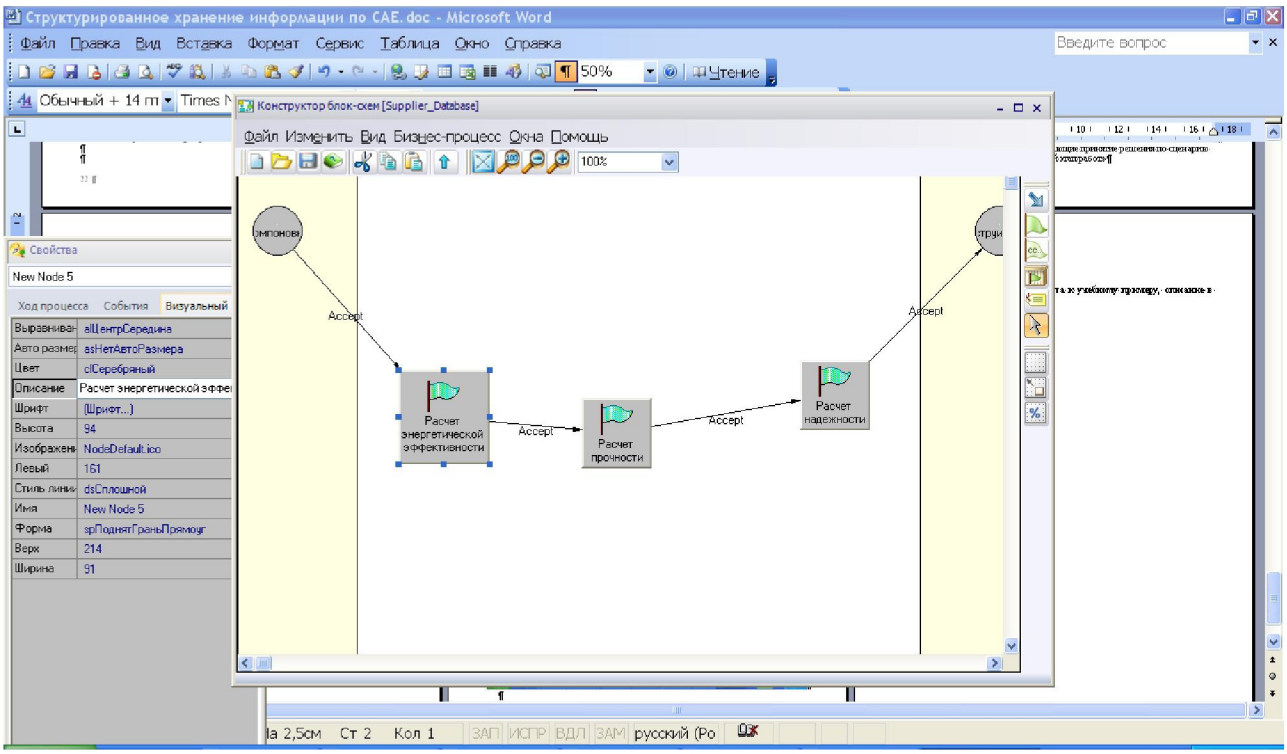


Рисунок 5.15 – Назачение исполнителей выполнения работ по сценарию «Проектные инженерные изменения»

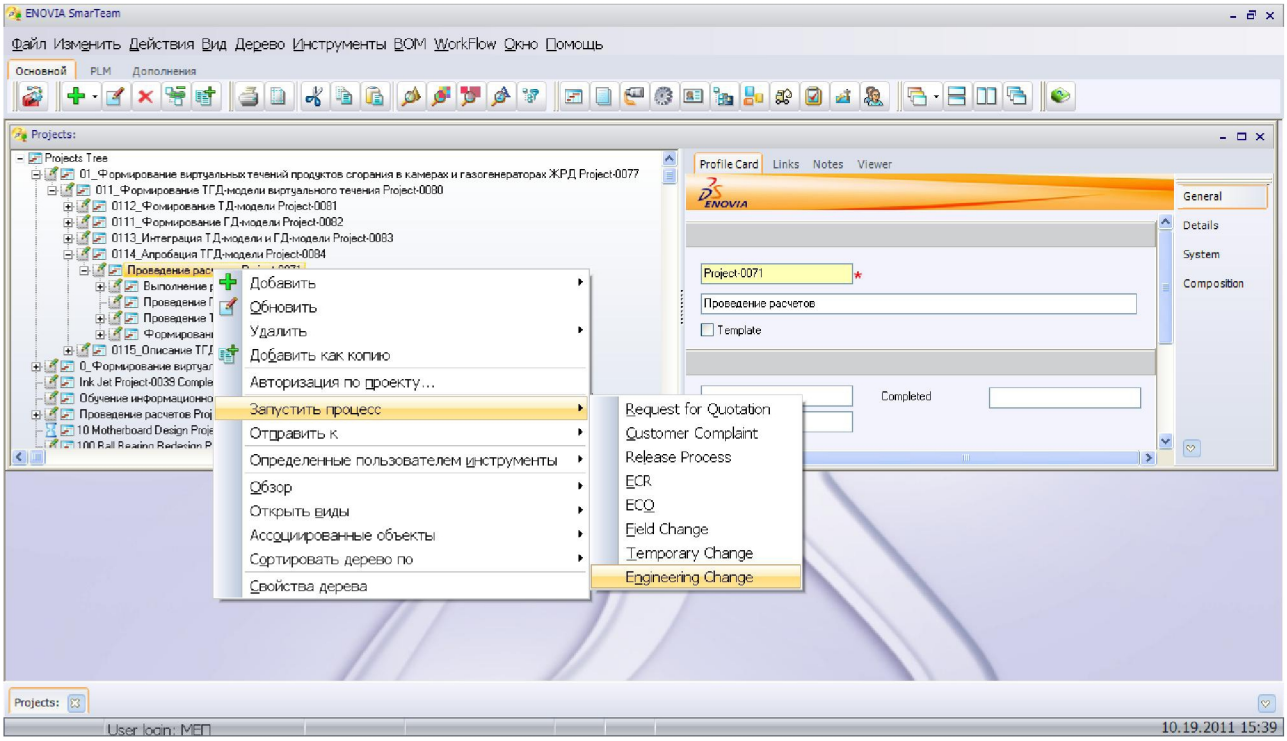


Рисунок 5.16 – Запуск процесса «Инженерные изменения - Engineering Change»

К подпроекту «Проведение ГД расчета» подключены документы, несущие присоединенные файлы исходных данных (ИД) и результатов расчетов (РР). При выполнении потока работ (рисунок 5.17) содержание присоединенных файлов будет изменяться, но необходимые промежуточные состояния в системе фиксируются.

Таким образом, структура объектов, описывающая течение газов в камере ЖРД постоянно развивается. Новые участники проекта создают свои описания, информация о которых доступна в любой момент времени на рабочих местах, подключенных и настроенных на работу в информационной сети образующей единое информационное пространство данных об изделии

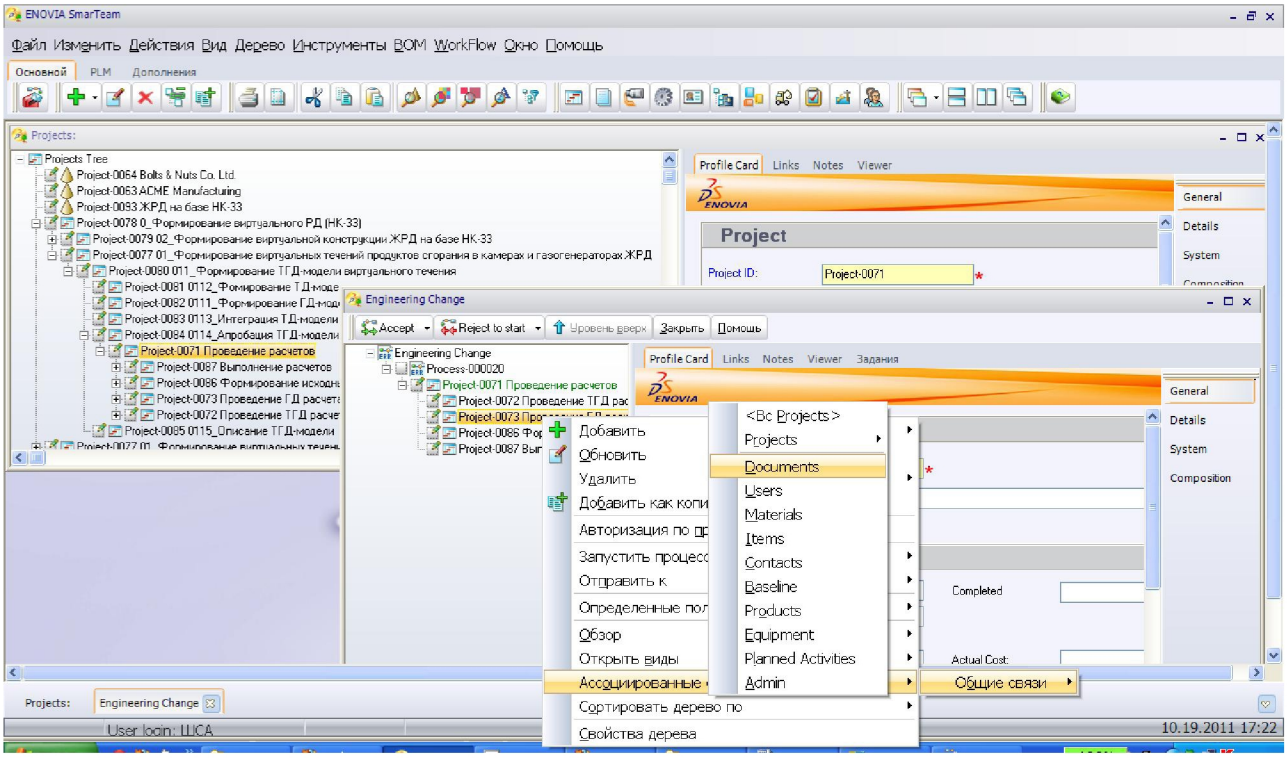


Рисунок 5.17 – Формирование блок-схемы процесса потока работ

.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1 Изложены основные понятия о численном моделировании внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД , а также физические основы внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД. Рассмотрены принципы формирования математических моделей внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД , включая классический подход к моделированию внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД и CFD- технология моделирования внутрикамерных рабочих процессов маршевых ЖРД, основанная на использовании полных уравнений Навье-Стокса.

2 Проведен анализ структуры внутрикамерных рабочих процессов ракетного двигателя НК-33 и возможных подходов к технологии их численного моделирования на основе CAE/PDM –систем. На основе этого анализа сделан вывод о целесообразности интеграции на основе PDM-технологии классических методов термогазодинамического расчета и CFD- технологии численного моделирования на основе полных уравнений Навье-Стокса. Такая интеграция позволяет соединить достоинства каждого из методов.

3 Показаны возможности CFD- технологии моделирования рабочих процессов в камере сгорания ЖРД с использованием CAE-системы Ansys CFX , разработана CAE- технологии численного моделирования влияния вязкости и теплообмена на течение продуктов сгорания в сопле ЖРД -33 на основе интеграции термодинамического и газодинамического подходов, а также разработана технологии интеграции информации о моделировании внутрикамерных процессов ЖРД в виде CAE/PDM-системы.

4 На основе созданных технологий разработан учебный пример по расчету внутрикамерных рабочих процессов ЖРД на базе НК -33, который представляет собой совокупность взаимосвязанных задач , относящихся к моделированию внутрикамерных рабочих процессов ЖРД НК-33.

5 Первая из задач учебного примера связана с термодинамическим расчетом камеры ЖРД НК-33 в идеальном приближении. На этой задаче показаны возможности и ограничения термодинамического подхода.

6 Результаты решения задачи о термодинамическом расчете камеры ЖРД НК-33 используются для формирования расчетной модели внутрикамерных рабочих процессов , связанной с использованием Ansys CFX. Численное решение уравнений этой модели позволяет получить информацию о физической картине таких ключевых внутрикамерных процессов, как обратные токи и диффузия окислителя и горючего в газовой фазе и демонстрирует возможности использования CFD-технологии .

7 На примере решения задачи об определении потерь из-за трения и параметров конвективного теплообмена продуктов сгорания в сопле ЖРД НК- 33 показаны возможности классического термогазодинамического подхода к моделированию рабочих процессов в камере ЖРД с учетом их не идеального протекания.

8 Показана возможность хранения всех данных расчета, полученных в процессе решения задач учебного примера , в единой информационной среде, созданной с использованием PDM SmarTeam.

Список использованных источников

1 . Калиткин, Н.Н. Численные методы. [Текст]: Н.Н. Калиткин / Гл. ред. физ.-мат. лит-ры изд-ва «Наука» .- М.: Наука, 1978 г.- 512 с

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

3. 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.

4. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / В.С. Авдуевский [и др.] // М.: Машиностроение, 1975. – 645 с.

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

6.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..1979 г..

7. Мельников, Д.А. Сопла реактивных двигателей [Текст] / Д.А. Мельников, У.Г. Пирумов, А.А. Сергиенко // Аэродинамика и газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – С. 53-75.

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

9. Лебединский,Е.В. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование [Текст] / Е.В. Лебединский [и др.] , под.ред. акад. РАН А.С. Коротеева // М.: Машиностроение, 2008.-512с.

10. Лебединский,Е.В. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Е.В. Лебединский [и др.] , под.ред. акад. РАН А.С. Коротеева // М.: Машиностроение, 2009.-376 с.

11. Лебединский,Е.В. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Е.В. Лебединский [и др.] , под.ред. акад. РАН А.С. Коротеева // М.: Машиностроение, 2009.-376 с.

12. Лапин, Ю.В. Внутренние течения газовых смесей [Текст] / Ю.В. Лапин, М.Х. Стрелец // М.: Наука, 1989. – 368 с.

13. Пирумов, У.Г. Газовая динамика сопел [Текст] / У.Г. Пирумов, Г.С. Росляков // М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит-ры, 1990. – 368 с.

14. http://www.lpre.de/sntk/NK-33/index.htm#chamber

15. Е. Проданов, С.А. Шустов Технология управления данными о термогазодинамических параметрах виртуальных течений продуктов сгорания в камерах и газогенераторах ЖРД в среде PDM SmarTeam: Учебное пособие - Электронный образовательный ресурс. - Самара, 2010.- 54 с.

16. М.Е. Проданов, С.А. Шустов Методические указания по технологии управления данными о термогазодинамических параметрах виртуальных течений продуктов сгорания в камерах и газогенераторах ЖРД в среде PDM SmarTeam: Учебное пособие - Электронный образовательный ресурс. - Самара, 2010.- 34 с.

17. Технология управления данными об изделии, ч.1 (PDM система SmarTeam: функции и возможности).: методическое пособие/ М.Е. Проданов, С.А. Шустов, В.А.Зрелов, А.Ю.Цой, А.Г. Кожин / – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 80 с.: ил.

18. Технология управления данными об изделии, ч.2 (PDM система SmarTeam: выполнение типовых задач).: методическое пособие/ М.Е. Проданов, С.А. Шустов, В.А.Зрелов, А.Ю.Цой, А.Г. Кожин, И.В. Клешнин / – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 80 с.: ил.

19. PLM-технологии в разработке, производстве и эксплуатации авиационных двигателей» на основе оснащения центра истории авиационных двигателей СГАУ,)/ М.Е. Проданов, В.А.Зрелов/ - Самара: Электронный образовательный ресурс WWW.SSAU.RU, декабрь 2009 г.

Приложение А

Файл исходных данных ds_ok

```
1. Давление в камере [Па]..................... 0.16E+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 удельного импульса .....  1.0
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
```

Приложение Б

Файл результатов термодинамического расчета в идеальном приближении камеры ЖРД НК-33

```
вход в subr Main1

               ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ФАИЛА ИД ТИПА d2

               N1=  .20000E+01
          ks= 5
     LP= 1
     j= 1PPp(j)=  .10000E-03
     K2= 1
     JP= 1  JC= 1  JPMX= 1  JS= 1  JV= 1  K1= 0  JPRE= 1  K= 1  KP= 1
               RKR0=  .13030E+03  ALFA1=  .69690E+00  ALFA2=  .00000E+00  ALFA3=
.00000E+00  CRK=  .15300E+01
     CRC=  .55200E+01
     CRR1=     1.00000  CRR2=  .00000E+00  CR1K=  .15300E+01  CSH=  .20000E+01
CCK1=  .10000E+01
     CK2=  .20000E+01  CK3=  .00000E+00  CK4-  .00000E+00  CK5=  .10000E+01
     XK=  .12696E+01  XMOL=  .20540E+02КГ/КМОЛЬ  RG=  .83140E+04ДЖ/КМОЛЬ.ГРАД
ETAK=  .38750E-04H.C/KB.M
     TK=  .29950E+04K
               JTV= 1
               TWA0=  .20000E+04  FIBETA=  .95000E+00
     ФАКТОР ТЕПЛООБМЕНА1.00  A= .45  B=5.35
                    МАССИВ RE0(J)
    .14830E+08
     NORTS=17
        XB(J)         YB(J)
    .00000E+00    .10000E+01
    .25000E+00    .10890E+01
    .50000E+00    .12080E+01
    .83333E+00    .13720E+01
    .12500E+01    .16380E+01
    .16666E+01    .18820E+01
    .26666E+01    .23320E+01
    .36666E+01    .28340E+01
    .46666E+01    .32400E+01
    .56666E+01    .35000E+01
    .66666E+01    .38250E+01
    .76666E+01    .41160E+01
    .86666E+01    .43800E+01
    .96666E+01    .46800E+01
    .10666E+02    .49800E+01
    .11666E+02    .52100E+01
    .13000E+02    .55200E+01
npr= 1
массив XPR(i),i=1,NPR
  .13000E+02

     КОНЕЦ ПЕЧАТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ С ФАЙЛА ДАННЫХ d2
выход из subr t0btwa
        RE3(J)        RE2(J)        ROK(J)        PK(J)
    .19774E+09    .13630E+09    .18319E+02    .14830E+08
  MUSF=  .99000E+00
         ОСЕСИММЕТРИЧНЫЙ ВАРИАНТ СОПЛА
```

```
          ПРОФИЛИРОВАННАЯ СВЕРХЗВУКОВАЯ ЧАСТЬ СОПЛА
     XC=  .39872E+03  X6=  .12796E+03  X3= -.93258E+01  X1=  .83632E+02
     X2=  .00000E+00  X1C=  .00000E+00  XD=  .20226E+03
          выход из subr CONTUR

  subr main1 МИНИМУМ R(m) В ТОЧКЕ X=  .60098E+03  m=16
                    SUBR MAIN1,JXC= 5
     SUBR MAIN1   K= 1
выход из subr Main1
  MAIN jkumt=          1  xk=       1.269600

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

 Чтение файла исходных данных DS
      subr сеpсс начальный состав продуктов сгорания
      мольные доли o,h,c,n,o2,h2,oh,h2o,n2,no,co,co2
  .10000E-03  .10000E-03  .10000E-03  .28307E-01  .16550E+00  .50000E-01
  .48317E+00  .22586E+00  .10000E-03
 Параметры в минимальном сечении
  beta=  .18136E+04 м/с
 a*=  .11854E+04 м/с pks=  .91947E+07 m/c tem=  .35924E+04 K
                    Результаты расчета в модуле S
               Исходные данные для расчета в модуле S
          условная химическая фомула окислителя
  bO= .2000E+01  bH= .0000E+00  bC= .0000E+00  bN= .0000E+00
          условная химическая формула горючего
  bO= .0000E+00  bH= .1956E+01  bC= .1000E+01  bN= .0000E+00
  alfao=  .76900E+00  itoc= -.39830E+03Кдж/кг  itgo= -.19480E+04Кдж/кг
               fibeta=  .10000E+01

            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
  .10106E-01  .22785E-01  .17295E-01  .75630E-01  .57628E-01  .34518E+00
  .00000E+00  .00000E+00  .31076E+00  .16062E+00  .10000E-07
  температура продуктов сгораниия на входе в сопло tksks =  .37937E+04K
     молекулярный вес продуктов сгорания mjuks=  .23851E+02кг/кмоль

  Мольные доли в минимальном сечении O,H,O2,H2,OH,H2O,N2,NO,CO,CO2,NH3
  .75629E-02  .19665E-01  .13945E-01  .73827E-01  .48100E-01  .35944E+00
  .00000E+00  .00000E+00  .30443E+00  .17323E+00  .10000E-07
     молекулярный вес продуктов сгорания mjumin=  .24163E+02кг/кмоль


               ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ РАВНОВЕСНОМ ТЕЧЕНИИ
                     В ОДНОМЕРНОМ НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

    X,ММ       R,ММ       КАРА      МАХ         PI       УД.ИМП    ТЯГ.КОМПЛ
 .2459E+02 .1977E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .1252E+03 .1977E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .2249E+03 .1977E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .3245E+03 .1977E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .4242E+03 .1977E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .4519E+03 .1921E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .4769E+03 .1834E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .4986E+03 .1726E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .5168E+03 .1606E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .5322E+03 .1500E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .5456E+03 .1427E+03 .1139E+01    -           -          -          -
 .5578E+03 .1377E+03 .1139E+01 .5358E+00 .8506E+00     -          -
 .5692E+03 .1342E+03 .1139E+01 .7235E+00 .7235E+00     -          -
 .5800E+03 .1320E+03 .1139E+01 .8396E+00 .6758E+00     -          -
```

```
.5906E+03 .1307E+03 .1139E+01 .9187E+00 .6268E+00     -         -

.6010E+03 .1303E+03 .1173E+01 .1000E+01 .5747E+00 .1814E+04 .1000E+01
.6114E+03 .1336E+03 .1168E+01 .1246E+01 .4314E+00 .2274E+04 .1254E+01
.6226E+03 .1376E+03 .1166E+01 .1367E+01 .3672E+00 .2320E+04 .1279E+01
.6348E+03 .1425E+03 .1164E+01 .1479E+01 .3137E+00 .2369E+04 .1306E+01
.6482E+03 .1488E+03 .1162E+01 .1589E+01 .2648E+00 .2423E+04 .1336E+01
.6633E+03 .1506E+03 .1160E+01 .1700E+01 .2230E+00 .2482E+04 .1368E+01
.6802E+03 .1637E+03 .1158E+01 .1805E+01 .1888E+00 .2539E+04 .1400E+01
.6994E+03 .1732E+03 .1157E+01 .1903E+01 .1582E+00 .2594E+04 .1430E+01
.7212E+03 .1865E+03 .1155E+01 .2029E+01 .1263E+00 .2265E+04 .1469E+01
.7472E+03 .2031E+03 .1154E+01 .2165E+01 .9816E-01 .2742E+04 .1512E+01
.7785E+03 .2224E+03 .1155E+01 .2300E+01 .7569E-01 .2818E+04 .1554E+01
.8165E+03 .2443E+03 .1156E+01 .2432E+01 .5826E-01 .2891E+04 .1594E+01
.8624E+03 .2644E+03 .1158E+01 .2539E+01 .4689E-01 .2984E+04 .1626E+01
.9161E+03 .2887E+03 .1162E+01 .2653E+01 .3697E-01 .3007E+04 .1658E+01
.9795E+03 .3206E+03 .1167E+01 .2787E+01 .2791E-01 .3074E+04 .1695E+01
.1056E+04 .3588E+03 .1174E+01 .2928E+01 .2068E-01 .3140E+04 .1732E+01
.1149E+04 .4003E+03 .1180E+01 .3066E+01 .1594E-01 .3201E+04 .1765E+01
.1261E+04 .4346E+03 .1185E+01 .3171E+01 .1247E-01 .3244E+04 .1789E+01
.1388E+04 .4724E+03 .1189E+01 .3273E+01 .1002E-01 .3283E+04 .1810E+01
.1533E+04 .5172E+03 .1193E+01 .3396E+01 .7902E-02 .3327E+04 .1834E+01
.1698E+04 .5619E+03 .1196E+01 .3505E+01 .6376E-02 .3364E+04 .1855E+01
.1885E+04 .6178E+03 .1199E+01 .3627E+01 .4979E-02 .3402E+04 .1876E+01
.2097E+04 .6734E+03 .1201E+01 .3743E+01 .3983E-02 .3437E+04 .1895E+01
.2295E+04 .7193E+03 .1202E+01 .3823E+01 .3359E-02 .3462E+04 .1909E+01

 rkr0=  .13030E+03mm  akr=  .10096E+04m/c
 eps(m)=  .62176E+00  roks=  .15946E+02кг/куб.м  mus=  .98972E+00
 Расход m=  .52814E+03кг/с
```

iudid= .3444E+04m/c Тяга $P_{\text{п}}^{\text{ид}}$ = .181891E+07H

Приложение В

Файл исходных данных для термодинамического расчета однофорсуночной камеры ЖРД на базе НК-33

```
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        .13070E 02
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          .95000E 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   .14830E 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
  jlcht                                                  1
  jkumat                                                 1
  epskr-внешняя турбулентность в камере сгорания          .50000e-01
  чтение параметра deld в дозв.части сопла                .12000e-01
  чтение параметра deld в дозв.части сопла                .24000e-01
  jkumah                                                 0
  jkumaz                                                 0
```

Приложение Г

Файл результатов термодинамического расчета однофорсуночной камеры ЖРД на базе НК-33

```
 вход в subr Main1

               ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ФАИЛА ИД ТИПА d2

               N1=  .20000E+01
          ks= 5
     LP= 1
     j= 1PPp(j)=  .10000E-03
     K2= 1
     JP= 1  JC= 1  JPMX= 1  JS= 1  JV= 1  K1= 0  JPRE= 1  K= 1  KP= 1
               RKR0=  .13070E+02  ALFA1=  .69690E+00  ALFA2=  .00000E+00  ALFA3=
.00000E+00  CRK=  .15300E+01
     CRC=  .55200E+01
     CRR1=     1.00000  CRR2=  .00000E+00  CR1K=  .15300E+01  CSH=  .20000E+01
CCK1=  .10000E+01
     CK2=  .20000E+01  CK3=  .00000E+00  CK4-  .00000E+00  CK5=  .10000E+01
     XK=  .12696E+01  XMOL=  .20540E+02КГ/КМОЛЬ  RG=  .83140E+04ДЖ/КМОЛЬ.ГРАД
ETAK=  .38750E-04H.C/KB.M
     TK=  .29950E+04K
               JTV= 1
               TWA0=  .20000E+04  FIBETA=  .95000E+00
     ФАКТОР ТЕПЛООБМЕНА1.00  A= .45  B=5.35
                    МАССИВ RE0(J)
    .14830E+08
     NORTS=17
        XB(J)         YB(J)
    .00000E+00    .10000E+01
    .25000E+00    .10890E+01
    .50000E+00    .12080E+01
    .83333E+00    .13720E+01
    .12500E+01    .16380E+01
    .16666E+01    .18820E+01
    .26666E+01    .23320E+01
    .36666E+01    .28340E+01
    .46666E+01    .32400E+01
    .56666E+01    .35000E+01
    .66666E+01    .38250E+01
    .76666E+01    .41160E+01
    .86666E+01    .43800E+01
    .96666E+01    .46800E+01
    .10666E+02    .49800E+01
    .11666E+02    .52100E+01
    .13000E+02    .55200E+01
npr= 1
массив XPR(i),i=1,NPR
  .13000E+02

     КОНЕЦ ПЕЧАТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ С ФАЙЛА ДАННЫХ d2
выход из subr t0btwa
        RE3(J)        RE2(J)        ROK(J)        PK(J)
    .19834E+08    .13672E+08    .18319E+02    .14830E+08
  MUSF=  .99000E+00
          ОСЕСИММЕТРИЧНЫЙ ВАРИАНТ СОПЛА
```

```
          ПРОФИЛИРОВАННАЯ СВЕРХЗВУКОВАЯ ЧАСТЬ СОПЛА
     XC=  .39994E+02  X6=  .12835E+02  X3= -.93545E+00  X1=  .83889E+01
     X2=  .00000E+00  X1C=  .00000E+00  XD=  .20288E+02
          выход из subr CONTUR

  subr main1 МИНИМУМ R(m) В ТОЧКЕ X=  .60283E+02  m=16
                    SUBR MAIN1,JXC= 5
     SUBR MAIN1   K= 1
выход из subr Main1
  MAIN jkumt=          1  xk=       1.269600

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

 Чтение файла исходных данных DS
      subr сердс начальный состав продуктов сгорания
      мольные доли o,h,c,n,o2,h2,oh,h2o,n2,no,co,co2
  .10000E-03  .10000E-03  .10000E-03  .28307E-01  .16550E+00  .50000E-01
  .48317E+00  .22586E+00  .10000E-03
 Параметры в минимальном сечении
  beta=  .18136E+04 м/с
 a*=  .11854E+04 м/с pks=  .91947E+07 m/c tem=  .35924E+04 K
                    Результаты расчета в модуле S
               Исходные данные для расчета в модуле S
          условная химическая фомула окислителя
  bO= .2000E+01  bH= .0000E+00  bC= .0000E+00  bN= .0000E+00
          условная химическая формула горючего
  bO= .0000E+00  bH= .1956E+01  bC= .1000E+01  bN= .0000E+00
  alfao=  .76900E+00  itoc= -.39830E+03Кдж/кг  itgo= -.19480E+04Кдж/кг
               fibeta=  .10000E+01

            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
  .10106E-01  .22785E-01  .17295E-01  .75630E-01  .57628E-01  .34518E+00
  .00000E+00  .00000E+00  .31076E+00  .16062E+00  .10000E-07
  температура продуктов сгораниия на входе в сопло tksks =  .37937E+04K
     молекулярный вес продуктов сгорания mjuks=  .23851E+02кг/кмоль

  Мольные доли в минимальном сечении O,H,O2,H2,OH,H2O,N2,NO,CO,CO2,NH3
  .75629E-02  .19665E-01  .13945E-01  .73827E-01  .48100E-01  .35944E+00
  .00000E+00  .00000E+00  .30443E+00  .17323E+00  .10000E-07
     молекулярный вес продуктов сгорания mjumin=  .24163E+02кг/кмоль

          ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ РАВНОВЕСНОМ ТЕЧЕНИИ
                  В ОДНОМЕРНОМ НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

    Fa         Q          КАРА      MAX         PI       УД.ИМП    ТЯГ.КОМПЛ
 .1000E+01 .1000E+01 .1173E+01 .1000E+01 .5679E+00 .1814E+04 .1000E+01
 .0000E+00 .9514E+00 .1168E+01 .1246E+01 .4314E+00 .2274E+04 .1254E+01
 .0000E+00 .8971E+00 .1166E+01 .1367E+01 .3672E+00 .2320E+04 .1279E+01
 .0000E+00 .8362E+00 .1164E+01 .1479E+01 .3136E+00 .2369E+04 .1306E+01
 .0000E+00 .7665E+00 .1162E+01 .1589E+01 .2648E+00 .2423E+04 .1336E+01
 .0000E+00 .6974E+00 .1160E+01 .1700E+01 .2230E+00 .2482E+04 .1368E+01
 .0000E+00 .6334E+00 .1158E+01 .1805E+01 .1888E+00 .2539E+04 .1400E+01
 .0000E+00 .5657E+00 .1157E+01 .1903E+01 .1582E+00 .2594E+04 .1430E+01
 .0000E+00 .4883E+00 .1155E+01 .2029E+01 .1263E+00 .2665E+04 .1469E+01
 .0000E+00 .4117E+00 .1154E+01 .2165E+01 .9816E-01 .2742E+04 .1512E+01
 .0000E+00 .3432E+00 .1155E+01 .2300E+01 .7569E-01 .2818E+04 .1554E+01
 .0000E+00 .2845E+00 .1156E+01 .2432E+01 .5826E-01 .2891E+04 .1594E+01
 .0000E+00 .2429E+00 .1158E+01 .2539E+01 .4689E-01 .2948E+04 .1626E+01
 .0000E+00 .2037E+00 .1162E+01 .2653E+01 .3697E-01 .3007E+04 .1658E+01
```

.0000E+00	.1652E+00	.1167E+01	.2787E+01	.2791E-01	.3074E+04	.1695E+01
.0000E+00	.1319E+00	.1174E+01	.2928E+01	.2068E-01	.3140E+04	.1732E+01
.0000E+00	.1060E+00	.1180E+01	.3066E+01	.1549E-01	.3201E+04	.1765E+01
.0000E+00	.8987E-01	.1185E+01	.3171E+01	.1247E-01	.3244E+04	.1789E+01
.0000E+00	.7607E-01	.1189E+01	.3273E+01	.1002E-01	.3283E+04	.1810E+01
.0000E+00	.6346E-01	.1193E+01	.3396E+01	.7902E-02	.3327E+04	.1834E+01
.0000E+00	.5378E-01	.1196E+01	.3505E+01	.6367E-02	.3364E+04	.1855E+01
.0000E+00	.4448E-01	.1199E+01	.3627E+01	.4979E-02	.3402E+04	.1876E+01
.0000E+00	.3744E-01	.1201E+01	.3743E+01	.3983E-02	.3437E+04	.1895E+01
.0000E+00	.3282E-01	.1202E+01	.3832E+01	.3359E-02	.3462E+04	.1909E+01

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ ЗАМОРОЖЕННОМ ТЕЧЕНИИ
В ОДНОМЕРНОМ НЕВЯЗКОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

X,ММ	R,ММ	КАРА	МАХ	PI	УД.ИМП	ТЯГ.КОМПЛ
.2557E+01	.1983E+02	.1139E+01	-.4229E+02	.6269E-17	-.3892E+04	-.2146E+01
.1256E+02	.1983E+02	.1139E+01	-.4229E+02	.6269E-17	-.3892E+04	-.2146E+01
.2255E+02	.1983E+02	.1139E+01	-.4229E+02	.6269E-17	-.3892E+04	-.2146E+01
.3255E+02	.1983E+02	.1139E+01	-.4229E+02	.6269E-17	-.3892E+04	-.2146E+01
.4255E+02	.1983E+02	.1139E+01	-.4229E+02	.6269E-17	-.3892E+04	-.2146E+01
.4533E+02	.1927E+02	.1139E+01	-.2974E+02	.1890E-14	-.3878E+04	-.2138E+01
.4784E+02	.1840E+02	.1139E+01	-.1679E+02	.1690E-10	-.3822E+04	-.2107E+01
.5001E+02	.1731E+02	.1139E+01	-.8482E+01	.4178E-06	-.3609E+04	-.1990E+01
.5184E+02	.1611E+02	.1139E+01	-.4692E+01	.4967E-03	-.3158E+04	-.1741E+01
.5338E+02	.1504E+02	.1139E+01	-.4292E+01	.1164E-02	-.3065E+04	-.1690E+01
.5473E+02	.1431E+02	.1139E+01	.1664E+01	.2366E+00	.2066E+04	.1139E+01
.5595E+02	.1381E+02	.1139E+01	.5358E+00	.8506E+00	.2216E+04	.1222E+01
.5709E+02	.1346E+02	.1139E+01	.7614E+00	.7235E+00	.1932E+04	.1065E+01
.5818E+02	.1324E+02	.1139E+01	.8396E+00	.6758E+00	.1895E+04	.1045E+01
.5924E+02	.1311E+02	.1139E+01	.9187E+00	.6268E+00	.1875E+04	.1034E+01
.6028E+02	.1307E+02	.1173E+01	.1000E+01	.5747E+00	.1814E+04	.1000E+01
.6133E+02	.1340E+02	.1168E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2252E+04	.1242E+01
.6245E+02	.1380E+02	.1166E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2300E+04	.1268E+01
.6368E+02	.1429E+02	.1164E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2363E+04	.1303E+01
.6502E+02	.1493E+02	.1162E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2413E+04	.1331E+01
.6653E+02	.1565E+02	.1160E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2466E+04	.1360E+01
.6823E+02	.1642E+02	.1158E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2522E+04	.1391E+01
.7015E+02	.1738E+02	.1157E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2561E+04	.1412E+01
.7234E+02	.1870E+02	.1155E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2631E+04	.1451E+01
.7495E+02	.2037E+02	.1154E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2703E+04	.1490E+01
.7809E+02	.2231E+02	.1155E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2768E+04	.1526E+01
.8190E+02	.2451E+02	.1156E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2834E+04	.1563E+01
.8651E+02	.2652E+02	.1158E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2888E+04	.1592E+01
.9189E+02	.2896E+02	.1162E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2936E+04	.1619E+01
.9825E+02	.3216E+02	.1167E+01	.0000E+00	.0000E+00	.2992E+04	.1650E+01
.1059E+03	.3599E+02	.1174E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3049E+04	.1681E+01
.1153E+03	.4015E+02	.1180E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3103E+04	.1711E+01
.1265E+03	.4360E+02	.1185E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3136E+04	.1729E+01
.1392E+03	.4739E+02	.1189E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3167E+04	.1746E+01
.1538E+03	.5188E+02	.1193E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3202E+04	.1766E+01
.1704E+03	.5636E+02	.1196E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3232E+04	.1782E+01
.1891E+03	.6197E+02	.1199E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3264E+04	.1800E+01
.2104E+03	.6755E+02	.1201E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3292E+04	.1815E+01
.2302E+03	.7215E+02	.1202E+01	.0000E+00	.0000E+00	.3312E+04	.1826E+01

ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА С УЧЕТОМ ДВУМЕРНОСТИ

ДАННЫЕ ВДОЛЬ ВЕРХНЕГО КОНТУРА
КООРДИНАТА X

.00000E+00	.80000E-01	.16610E+00	.25966E+00	.36261E+00	.47808E+00
.60831E+00	.75498E+00	.92288E+00	.11218E+01	.13622E+01	.16538E+01
.20067E+01	.24186E+01	.29049E+01	.34930E+01	.42078E+01	.50645E+01

.60412E+01 .71517E+01 .84223E+01 .98530E+01 .11484E+02 .13000E+02

КООРДИНАТА Y

.10000E+01 .10252E+01 .10558E+01 .10935E+01 .11422E+01 .11974E+01
.12565E+01 .13296E+01 .14310E+01 .15585E+01 .17070E+01 .18750E+01
.20292E+01 .22156E+01 .24603E+01 .27537E+01 .30719E+01 .33357E+01
.36257E+01 .39695E+01 .43122E+01 .47413E+01 .51680E+01 .55200E+01

ТАНГЕНС УГЛА НАКЛОНА СТЕНКИ

.31520E+00 .33513E+00 .37926E+00 .43798E+00 .47549E+00 .46616E+00
.47585E+00 .55110E+00 .62259E+00 .62926E+00 .59693E+00 .50659E+00
.44470E+00 .47788E+00 .50113E+00 .47197E+00 .37649E+00 .30246E+00
.30329E+00 .28963E+00 .28479E+00 .28077E+00 .24691E+00 .23220E+00

ПОТЕРИ ИЗ-ЗА РАССЕЯНИЯ

.00000D+00 .86467D-02 .16591D-01 .24652D-01 .33794D-01

.41270D-01 .46112D-01 .51413D-01 .59513D-01 .67160D-01

.71824D-01 .72272D-01 .65722D-01 .59845D-01 .56441D-01

.52899D-01 .46495D-01 .35793D-01 .27345D-01 .21487D-01

.16197D-01 .13412D-01 .10423D-01 .77069D-02

ДАВЛЕНИЕ НА ОСИ

.56209D+00 .55594D+00 .54652D+00 .52118D+00 .48353D+00

.43289D+00 .37262D+00 .30827D+00 .24554D+00 .18711D+00

.13635D+00 .95479D-01 .64765D-01 .43571D-01 .29187D-01

.19411D-01 .12881D-01 .86024D-02 .58600D-02 .40198D-02

.27454D-02 .18908D-02 .13443D-02 .10988D-02

ДАВЛЕНИЕ НА СТЕНКЕ

.56209D+00 .23180D+00 .20226D+00 .16915D+00 .14623D+00

.13847D+00 .12442D+00 .94819D-01 .71195D-01 .60227D-01

.54523D-01 .56464D-01 .53368D-01 .37809D-01 .26781D-01

.21441D-01 .21293D-01 .19275D-01 .13535D-01 .10240D-01

.73454D-02 .54220D-02 .45420D-02 .46149D-02

MAX НА ОСИ

.10000D+01 .10100D+01 .10254D+01 .10671D+01 .11307D+01

.12197D+01 .13334D+01 .14684D+01 .16208D+01 .17930D+01

.19839D+01 .21904D+01 .24085D+01 .26264D+01 .28440D+01

.30642D+01 .32855D+01 .35042D+01 .37138D+01 .39217D+01

.41348D+01 .43464D+01 .45429D+01 .46605D+01

MAX НА СТЕНКЕ

.10000D+01 .16581D+01 .17445D+01 .18547D+01 .19421D+01

.19745D+01 .20373D+01 .21937D+01 .23549D+01 .24476D+01

.25023D+01 .24831D+01 .25141D+01 .27023D+01 .28890D+01

.30087D+01 .30125D+01 .30660D+01 .32565D+01 .34072D+01

.35876D+01 .37537D+01 .38512D+01 .38424D+01

ВХОД В SUBR PRINT L0= 1 L= 0 L1= 1
RK= .19997E+02ММ RKR= .13064E+02ММ RC= .72146E+02ММ
R1K= .19997E+02ММ RR1= .13070E+02ММ RR2= .00000E+00ММ
ALFA1= .40002E+02ГРАД. ALFA2= .00000E+00ГРАД. ALFA3= .00000E+00ГРАД.
K= .12123E+01 TK= .27030E+04K PK= .14830E+08Н/КВ.М
МОЛ.ВЕС= .24163E+02КГ/КМОЛЬ ДИН.ВЯЗ.= .38750E-04Н.СЕК/КВ.М
rew0(n)= .24678E+09 RE2= .13672E+08 RE3= .19834E+08
РАЗМЕРЫ ДЛЯ СПРАВКИ
XC= .39994E+02ММ X1= .83889E+01ММ X2= .00000E+00ММX3= -.93545E+00ММ
X6= .12835E+02ММ XD= .60283E+02ММ XCB= .16991E+03ММ
КОЛИЧЕСТВО ТОЧЕК N= 39

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ В ЯДРЕ ПОТОКА

X,ММ	R,ММ	Q	GAM(J)	MAX	PI	УД.ИМП	ТЯГ.КОМПЛ
2.557	19.825	.434	.0000	.2670	.95785540	3550.2	2.396
12.556	19.816	.434	.0000	.2670	.95785540	3550.2	2.396
22.554	19.810	.434	.0000	.2670	.95785540	3550.2	2.396
32.553	19.806	.434	.0000	.2670	.95785540	3550.2	2.396
42.551	19.809	.435	.0000	.2670	.95785540	3550.2	2.396
45.332	19.250	.461	.0000	.2843	.95238790	3368.3	2.273
47.836	18.377	.505	.0000	.3152	.94185010	3097.1	2.090
50.010	17.293	.571	.0000	.3623	.92401850	2782.8	1.878
51.839	16.100	.658	.0000	.4306	.89465090	2467.0	1.665
53.378	15.033	.755	.0000	.5161	.85282000	2214.0	1.494
54.728	14.301	.834	.0000	.5995	.80753050	2058.7	1.390
55.953	13.801	.896	.0000	.6798	.76074520	1962.7	1.325
57.094	13.458	.942	.0000	.7587	.71271850	1902.8	1.284
58.181	13.234	.975	.0000	.8375	.66358920	1866.8	1.260
59.237	13.106	.994	.0000	.9175	.61339770	1848.0	1.247
60.283	13.064	1.000	.0000	1.0000	.56208660	1813.6	1.000
61.328	13.394	.951	.0000	1.2273	.42157320	2258.3	1.245
62.454	13.793	.897	.0000	1.3630	.35258080	2306.5	1.272
63.676	14.286	.836	.0000	1.4830	.29772780	2356.9	1.300
65.022	14.920	.767	.0000	1.6050	.24825260	2412.1	1.330
66.531	15.641	.698	.0000	1.7176	.20776420	2463.9	1.359
68.233	16.412	.634	.0000	1.8239	.17506320	2515.3	1.387
70.150	17.365	.566	.0000	1.9347	.14488880	2566.4	1.415
72.345	18.689	.489	.0000	2.0742	.11426020	2633.7	1.452
74.945	20.352	.412	1.1389	2.2264	.08769635	2705.6	1.492
78.086	22.288	.344	1.1389	2.3775	.06680801	2773.0	1.529
81.897	24.477	.285	1.1389	2.5270	.05082675	2836.5	1.564
86.510	26.486	.243	1.1389	2.6494	.04055218	2886.1	1.591
91.894	28.914	.204	1.1389	2.7827	.03166209	2937.4	1.620
98.250	32.102	.166	1.1389	2.9389	.02366374	2994.0	1.651
105.936	35.921	.132	1.1389	3.1049	.01737165	3050.0	1.682
115.279	40.058	.106	1.1389	3.2651	.01291051	3100.1	1.709
126.475	43.484	.090	1.1389	3.3856	.01034122	3135.5	1.729
139.241	47.249	.076	1.1389	3.5079	.00827010	3169.2	1.747
153.756	51.710	.064	1.1389	3.6414	.00649455	3203.7	1.767
170.362	56.153	.054	1.1389	3.7642	.00521190	3233.5	1.783
189.061	61.713	.045	1.1389	3.9062	.00405389	3265.7	1.801
210.382	67.236	.038	1.1389	4.0367	.00322897	3293.2	1.816
230.193	71.794	.033	1.1389	4.1376	.00271374	3313.2	1.827

X(J)	DZTR	DZRS	FUD	IUDD	KTPD
.4255E+02	.9327E-04	.0000E+00	.9999E+00	.3550E+04	.2394E+01
.4533E+02	.9930E-04	.0000E+00	.9999E+00	.3368E+04	.2271E+01
.4784E+02	.1077E-03	.0000E+00	.9999E+00	.3097E+04	.2088E+01
.5001E+02	.1182E-03	.0000E+00	.9999E+00	.2782E+04	.1876E+01
.5184E+02	.1294E-03	.0000E+00	.9999E+00	.2467E+04	.1663E+01
.5338E+02	.1401E-03	.0000E+00	.9999E+00	.2214E+04	.1493E+01
.5473E+02	.1516E-03	.0000E+00	.9998E+00	.2058E+04	.1388E+01
.5595E+02	.1634E-03	.0000E+00	.9998E+00	.1962E+04	.1323E+01
.5709E+02	.1753E-03	.0000E+00	.9998E+00	.1902E+04	.1283E+01
.5818E+02	.1875E-03	.0000E+00	.9998E+00	.1866E+04	.1259E+01
.5924E+02	.1997E-03	.0000E+00	.9998E+00	.1848E+04	.1246E+01
.6028E+02	.2089E-03	.0000E+00	.9998E+00	.1813E+04	.9988E+00
.6133E+02	.2005E-03	.8669E-02	.9911E+00	.2238E+04	.1233E+01
.6245E+02	.2177E-03	.1658E-01	.9832E+00	.2268E+04	.1249E+01
.6368E+02	.2326E-03	.2462E-01	.9752E+00	.2298E+04	.1266E+01
.6502E+02	.2507E-03	.3374E-01	.9660E+00	.2330E+04	.1284E+01
.6653E+02	.2726E-03	.4119E-01	.9586E+00	.2362E+04	.1301E+01
.6823E+02	.2960E-03	.4601E-01	.9537E+00	.2399E+04	.1321E+01
.7015E+02	.3200E-03	.5129E-01	.9484E+00	.2434E+04	.1341E+01
.7234E+02	.3440E-03	.5936E-01	.9403E+00	.2476E+04	.1364E+01
.7495E+02	.3690E-03	.6699E-01	.9327E+00	.2523E+04	.1390E+01
.7809E+02	.3990E-03	.7162E-01	.9280E+00	.2573E+04	.1418E+01
.8190E+02	.4375E-03	.7205E-01	.9275E+00	.2631E+04	.1449E+01
.8651E+02	.4776E-03	.6547E-01	.9341E+00	.2696E+04	.1485E+01
.9189E+02	.5219E-03	.5954E-01	.9400E+00	.2761E+04	.1521E+01
.9825E+02	.5693E-03	.5612E-01	.9433E+00	.2824E+04	.1556E+01
.1059E+03	.6200E-03	.5255E-01	.9469E+00	.2888E+04	.1591E+01
.1153E+03	.6811E-03	.4616E-01	.9532E+00	.2955E+04	.1628E+01
.1265E+03	.7402E-03	.3546E-01	.9638E+00	.3022E+04	.1665E+01
.1392E+03	.8090E-03	.2702E-01	.9722E+00	.3081E+04	.1697E+01
.1538E+03	.8839E-03	.2118E-01	.9780E+00	.3133E+04	.1726E+01
.1704E+03	.9487E-03	.1589E-01	.9832E+00	.3179E+04	.1751E+01
.1891E+03	.1029E-02	.1313E-01	.9859E+00	.3219E+04	.1773E+01
.2104E+03	.1103E-02	.1015E-01	.9888E+00	.3256E+04	.1794E+01
.2302E+03	.1125E-02	.7457E-02	.9914E+00	.3285E+04	.1809E+01

MUS= .98912E+00

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ X= .23019E+03
subr popr N граничной точки между невязким ядром и погранслоем j1= 8
Радиус на границе ЛПС Rl= .71578E+02
Радиус на границе ТПС Rt= .71009E+02 Rtb= .98424E+00
JPMX= 1
L= 0
akr= .10096E+04
Значение продольной скорости на границе ТПС Wa= .25457E+04
Число Маха на границе ТПС M = .38401E+01
Полная температура на границе ТПС T0= .18024E+04
jv= 1 xmol= .24163E+02 xk= .12123E+01
Статическая температура на границе ТПС Ts= .69942E+03
РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ПО МОДУЛЮ PPSPMX
МАССИВ ПОПЕРЕЧНОЙ ОРДИНАТЫ ОТ ОСИ ДО СТЕНКИ

.00000E+00	.10225E+02	.20451E+02	.30676E+02	.40902E+02
.51127E+02	.61352E+02	.71578E+02	.71635E+02	.71692E+02
.71748E+02	.71805E+02	.71862E+02	.71919E+02	.71976E+02
.72033E+02	.72090E+02	.72146E+02		

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПРОДОЛЬНОЙ СКОРОСТИ

.27205D+04	.26991D+04	.26716D+04	.26168D+04	.25999D+04
.25982D+04	.25929D+04	.25455D+04	.23238D+04	.22573D+04

```
  .21221D+04    .19204D+04    .16683D+04    .13815D+04    .10699D+04
  .73783D+03    .38523D+03    .80616D+01
                ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЖЕНИЯ
  .21400E+04    .23544E+04    .25138E+04    .26603E+04    .28092E+04
  .29636E+04    .26725E+04    .17512E+04    .17461E+04    .17410E+04
  .17359E+04    .17307E+04    .17256E+04    .17205E+04    .17154E+04
  .17102E+04    .17051E+04    .17000E+04
                ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ СТАТИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ
  .64881E+03    .73946E+03    .82457E+03    .94516E+03    .10213E+04
  .10800E+04    .98079E+03    .68286E+03    .72644E+03    .73664E+03
  .75333E+03    .76807E+03    .76942E+03    .74788E+03    .69664E+03
  .61011E+03    .48219E+03    .30427E+03
                 ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ЧИСЛА МАХА
  .46536D+01    .45362D+01    .43935D+01    .41350D+01    .40613D+01
  .40537D+01    .40313D+01    .38395D+01    .33983D+01    .32781D+01
  .30474D+01    .27312D+01    .23706D+01    .19911D+01    .15977D+01
  .11774D+01    .69147D+00    .18216D-01
               ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ БЕЗРАЗМЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ
  .11116D-02    .13586D-02    .17354D-02    .21008D-02    .21008D-02
  .21008D-02    .43708D-02    .46394D-02    .46394D-02    .46394D-02
  .46394D-02    .46394D-02    .46394D-02    .46394D-02    .46394D-02
  .46394D-02    .46394D-02    .46414D-02
               ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПЛОТНОСТИ [кг/м**3]
  .73843D-01    .79189D-01    .90714D-01    .95802D-01    .88660D-01
  .83839D-01    .19208D+00    .29284D+00    .27527D+00    .27146D+00
  .26544D+00    .26035D+00    .25989D+00    .26738D+00    .28704D+00
  .32775D+00    .41470D+00    .65749D+00

rkr0=  .13070E+02mm  akr=  .10096E+04m/c
eps(m)=  .62176E+00  roks=  .15946E+02кг/куб.м  mus=  .98912E+00
Расход m=  .53106E+01кг/с
iudd=  .32848E+04m/c  Тяга=  .17444E+05H
```

Приложение Д

Файл исходных данных d2nk33

```
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          .95000E 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   .14830E 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
```

```
jlcht                                                  1
jkumat                                                 1
epskr-внешняя турбулентность в камере сгорания         .50000e-01
чтение параметра deld в дозв.части сопла               .12000e-01
чтение параметра deld в дозв.части сопла               .24000e-01
jkumah                                                 0
jkumaz                                                 0
```

Приложение Е

Файл результатов расчета потерь из-за трения и конвективного теплообмена в камере ЖРД НК-33 в приближении турбулентного пограничного слоя

```
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
               TWA0= 0.20000E+04  FIBETA= 0.95000E+00
     ФАКТОР ТЕПЛООБМЕНА1.00  A=0.45  B=5.35
                    МАССИВ RE0(J)
   0.14830E+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)
   0.19774E+09   0.13630E+09   0.18319E+02   0.14830E+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

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

 Чтение файла исходных данных DS
                    Результаты расчета в модуле S
               Исходные данные для расчета в модуле S
          условная химическая фомула 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= 0.76900E+00  itoc=-0.39830E+03Кдж/кг  itgo=-0.19480E+04Кдж/кг
               fibeta= 0.10000E+01

            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
 0.10106E-01 0.22785E-01 0.17295E-01 0.75630E-01 0.57628E-01 0.34518E+00
 0.00000E+00 0.00000E+00 0.31076E+00 0.16062E+00 0.10000E-07
  температура продуктов сгораниия на входе в сопло tksks= 0.37937E+04K
     молекулярный вес продуктов сгорания mjuks= 0.23851E+02кг/кмоль

  Мольные доли в минимальном сечении O,H,O2,H2,OH,H2O,N2,NO,CO,CO2,NH3
 0.75628E-02 0.19665E-01 0.13945E-01 0.73826E-01 0.48099E-01 0.35944E+00
 0.00000E+00 0.00000E+00 0.30443E+00 0.17323E+00 0.10000E-07
     молекулярный вес продуктов сгорания mjumin= 0.24163E+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+030.1181E+010.2690E+000.9559E+000.4321E+040.2383E+01
0.1252E+030.1977E+030.1181E+010.2689E+000.9559E+000.4321E+040.2383E+01
0.2249E+030.1977E+030.1181E+010.2689E+000.9559E+000.4321E+040.2383E+01
0.3245E+030.1977E+030.1181E+010.2689E+000.9559E+000.4322E+040.2383E+01
0.4242E+030.1977E+030.1181E+010.2689E+000.9559E+000.4322E+040.2383E+01
0.4519E+030.1921E+030.1181E+010.2862E+000.9507E+000.4100E+040.2261E+01
0.4769E+030.1834E+030.1181E+010.3172E+000.9407E+000.3770E+040.2079E+01
0.4986E+030.1726E+030.1181E+010.3643E+000.9236E+000.3386E+040.1867E+01
0.5168E+030.1606E+030.1180E+010.4338E+000.8955E+000.2994E+040.1651E+01
0.5322E+030.1500E+030.1180E+010.5237E+000.8550E+000.2675E+040.1475E+01
0.5456E+030.1427E+030.1179E+010.6161E+000.8093E+000.2476E+040.1365E+01
0.5578E+030.1377E+030.1177E+010.7145E+000.7577E+000.2352E+040.1297E+01
0.5692E+030.1342E+030.1176E+010.8146E+000.6994E+000.2282E+040.1258E+01
0.5800E+030.1320E+030.1175E+010.8877E+000.6498E+000.2249E+040.1240E+01
0.5906E+030.1307E+030.1174E+010.9161E+000.6260E+000.2235E+040.1232E+01
0.6010E+030.1303E+030.1173E+010.1000E+010.5747E+000.1814E+040.1000E+01
0.6114E+030.1336E+030.1168E+010.1246E+010.4314E+000.2274E+040.1254E+01
0.6226E+030.1376E+030.1166E+010.1362E+010.3687E+000.2316E+040.1277E+01
0.6348E+030.1425E+030.1164E+010.1475E+010.3145E+000.2366E+040.1305E+01
0.6482E+030.1488E+030.1162E+010.1590E+010.2647E+000.2423E+040.1336E+01
0.6633E+030.1560E+030.1160E+010.1698E+010.2232E+000.2480E+040.1368E+01
0.6802E+030.1637E+030.1158E+010.1796E+010.1897E+000.2534E+040.1397E+01
```

```
0.6994E+030.1732E+030.1157E+010.1903E+010.1582E+000.2594E+040.1430E+01
0.7212E+030.1865E+030.1155E+010.2029E+010.1263E+000.2665E+040.1470E+01
0.7472E+030.2031E+030.1154E+010.2165E+010.9814E-010.2743E+040.1512E+01
0.7785E+030.2224E+030.1155E+010.2300E+010.7569E-010.2818E+040.1554E+01
0.8165E+030.2443E+030.1156E+010.2432E+010.5826E-010.2891E+040.1594E+01
0.8624E+030.2644E+030.1158E+010.2538E+010.4691E-010.2947E+040.1625E+01
0.9161E+030.2887E+030.1162E+010.2654E+010.3697E-010.3008E+040.1658E+01
0.9795E+030.3206E+030.1167E+010.2787E+010.2791E-010.3074E+040.1695E+01
0.1056E+040.3588E+030.1174E+010.2929E+010.2068E-010.3141E+040.1732E+01
0.1149E+040.4003E+030.1180E+010.3066E+010.1549E-010.3201E+040.1765E+01
0.1261E+040.4346E+030.1185E+010.3170E+010.1247E-010.3243E+040.1788E+01
0.1388E+040.4724E+030.1189E+010.3279E+010.1001E-010.3285E+040.1811E+01
0.1533E+040.5172E+030.1193E+010.3396E+010.7901E-020.3328E+040.1835E+01
0.1698E+040.5619E+030.1196E+010.3502E+010.6370E-020.3363E+040.1854E+01
0.1885E+040.6178E+030.1199E+010.3627E+010.4979E-020.3402E+040.1876E+01
0.2097E+040.6734E+030.1201E+010.3745E+010.3981E-020.3438E+040.1896E+01
0.2295E+040.7193E+030.1202E+010.3833E+010.3359E-020.3462E+040.1909E+01

                    ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА С УЧЕТОМ ДВУМЕРНОСТИ

                                НЕВЯЗКОЕ ПРИБЛИЖЕНИЕ
  subr zpmx
  subr pmx1
     ВХОД В PMX  RR= 0.10000E+01DD1= 0.13000E+02DD2= 0.13000E+02HK= 0.70000E+00
  NU=  1HG=  3BG=  1PUT=  1XM  0RAD1=  0RAD2=  1NN= 21KK=  6NX= 30N2=  1N3=
24PX= 23KMC=  0MYT= 18
     KON=  0IV=  1IT=  1JN=  0IT0=  0IXAR=  2INIS=  2
 KA= 0.121233D+01RR= 0.100000D+01H= 0.100000D-03XKK= 0.130000D+02DD1=
0.130000D+02DD2= 0.130000D+02
     HK= 0.700000D+00EPS= 0.500000D-04
 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
                                        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
     ПАРАМЕТРЫ НА НАЧАЛЬНОЙ ХАРАК

                                    SUBR KUMA  ПОТЕРИ ИЗ-ЗА РАССЕЯНИЯ

  0.00000D+00 0.86468D-02 0.16591D-01 0.24652D-01 0.33794D-01

  0.41270D-01 0.46112D-01 0.51413D-01 0.59511D-01 0.67159D-01

  0.71822D-01 0.72290D-01 0.65735D-01 0.59858D-01 0.56455D-01

  0.52912D-01 0.46548D-01 0.35845D-01 0.27386D-01 0.21528D-01

  0.16222D-01 0.13449D-01 0.10459D-01 0.77433D-02
```

ДАВЛЕНИЕ НА ОСИ

0.56209D+00 0.55594D+00 0.54652D+00 0.52118D+00 0.48353D+00

0.43289D+00 0.37262D+00 0.30827D+00 0.24554D+00 0.18711D+00

0.13635D+00 0.95479D-01 0.64765D-01 0.43571D-01 0.29188D-01

0.19411D-01 0.12881D-01 0.86025D-02 0.58600D-02 0.40198D-02

0.27455D-02 0.18909D-02 0.13443D-02 0.10988D-02

ДАВЛЕНИЕ НА СТЕНКЕ

0.56209D+00 0.23181D+00 0.20226D+00 0.16915D+00 0.14624D+00

0.13847D+00 0.12442D+00 0.94819D-01 0.71196D-01 0.60227D-01

0.54524D-01 0.56464D-01 0.53368D-01 0.37810D-01 0.26781D-01

0.21441D-01 0.21293D-01 0.19275D-01 0.13535D-01 0.10240D-01

0.73454D-02 0.54220D-02 0.45420D-02 0.46149D-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 0.16208D+01 0.17930D+01

0.19839D+01 0.21904D+01 0.24085D+01 0.26264D+01 0.28440D+01

0.30642D+01 0.32855D+01 0.35042D+01 0.37138D+01 0.39217D+01

0.41348D+01 0.43463D+01 0.45428D+01 0.46604D+01

MAX НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.16581D+01 0.17445D+01 0.18547D+01 0.19421D+01

0.19745D+01 0.20373D+01 0.21937D+01 0.23549D+01 0.24476D+01

0.25023D+01 0.24831D+01 0.25141D+01 0.27023D+01 0.28890D+01

0.30087D+01 0.30125D+01 0.30660D+01 0.32565D+01 0.34072D+01

0.35876D+01 0.37537D+01 0.38512D+01 0.38424D+01

ЛАМДА НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.15343D+01 0.15951D+01 0.16695D+01 0.17261D+01

0.17464D+01 0.17852D+01 0.18770D+01 0.19650D+01 0.20126D+01

0.20398D+01 0.20303D+01 0.20455D+01 0.21331D+01 0.22125D+01

0.22597D+01 0.22611D+01 0.22813D+01 0.23491D+01 0.23984D+01

0.24528D+01 0.24989D+01 0.25243D+01 0.25221D+01

Вывод массивов q(j), DEL2T(j),DZTRT(j)
(модель Авдуевского)

0.43429E+00 0.43429E+00 0.43429E+00 0.43429E+00 0.43449E+00 0.46016E+00

```
 0.50500E+00 0.57040E+00 0.65821E+00 0.75502E+00 0.83437E+00 0.89600E+00
 0.94223E+00 0.97449E+00 0.99363E+00 0.10000E+01 0.95139E+00 0.89711E+00
 0.83627E+00 0.76658E+00 0.69749E+00 0.63345E+00 0.56580E+00 0.48843E+00
 0.41181E+00 0.34332E+00 0.28458E+00 0.24299E+00 0.20386E+00 0.16533E+00
 0.13200E+00 0.10610E+00 0.89997E-01 0.76189E-01 0.63578E-01 0.53889E-01
 0.44588E-01 0.37540E-01 0.32911E-01
 0.45321E-01 0.16188E+00 0.25864E+00 0.34689E+00 0.42978E+00 0.37376E+00
 0.32332E+00 0.27953E+00 0.24268E+00 0.21168E+00 0.18449E+00 0.15982E+00
 0.13683E+00 0.11494E+00 0.93667E-01 0.72604E-01 0.57070E-01 0.61117E-01
 0.67569E-01 0.75259E-01 0.85045E-01 0.97023E-01 0.11046E+00 0.12565E+00
 0.14475E+00 0.16895E+00 0.19846E+00 0.23436E+00 0.27528E+00 0.32388E+00
 0.38315E+00 0.45374E+00 0.53402E+00 0.62310E+00 0.72386E+00 0.83664E+00
 0.96474E+00 0.11070E+01 0.12355E+01
 0.00000E+00 0.00000E+00 0.00000E+00 0.00000E+00 0.00000E+00 0.69051E-04
 0.12443E-03 0.17992E-03 0.23692E-03 0.29368E-03 0.35124E-03 0.40702E-03
 0.46065E-03 0.51224E-03 0.56200E-03 0.61077E-03 0.55851E-03 0.61858E-03
 0.69187E-03 0.76774E-03 0.85395E-03 0.95157E-03 0.10475E-02 0.11331E-02
 0.12240E-02 0.13276E-02 0.14407E-02 0.15884E-02 0.17257E-02 0.18466E-02
 0.19695E-02 0.21066E-02 0.22947E-02 0.24746E-02 0.26377E-02 0.28170E-02
 0.29659E-02 0.31327E-02 0.32809E-02
  Выход из subr tblaw


                    ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА С УЧЕТОМ ДВУМЕРНОСТИ

                                ВЯЗКОЕ ПРИБЛИЖЕНИЕ
  subr zpmx
  subr pmx1
     ВХОД В PMX  RR= 0.10000E+01DD1= 0.13002E+02DD2= 0.13002E+02HK= 0.70000E+00
  NU=  1HG=  3BG=  1PUT=  1XM  0RAD1=  0RAD2=  1NN= 21KK=  6NX= 30N2=  1N3=
24PX= 23KMC=  0MYT= 18
     KON=  0IV=  1IT=  1JN=  0IT0=  0IXAR=  2INIS=  2
 KA= 0.121233D+01RR= 0.100000D+01H= 0.100000D-03XKK= 0.130018D+02DD1=
0.130018D+02DD2= 0.130018D+02
     HK= 0.700000D+00EPS= 0.500000D-04
     SUBR PMX1 МАССИВ ПЕЧАТИ XPR(NPR),NPR= 23
                                        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 0.71527E+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
 0.36229E+01 0.39659E+01 0.43078E+01 0.47358E+01 0.51612E+01 0.55122E+01
                                        ТАНГЕНС УГЛА НАКЛОНА СТЕНКИ
 0.31533E+00 0.33510E+00 0.37906E+00 0.43776E+00 0.47523E+00 0.46589E+00
 0.47557E+00 0.55079E+00 0.62223E+00 0.62884E+00 0.59645E+00 0.50610E+00
 0.44422E+00 0.47736E+00 0.50053E+00 0.47129E+00 0.37582E+00 0.30183E+00
 0.30261E+00 0.28894E+00 0.28405E+00 0.27995E+00 0.24617E+00 0.23153E+00


                                    SUBR KUMA  ПОТЕРИ ИЗ-ЗА РАССЕЯНИЯ

  0.00000D+00 0.86540D-02 0.16588D-01 0.24642D-01 0.33776D-01

  0.41244D-01 0.46079D-01 0.51373D-01 0.59464D-01 0.67112D-01

  0.71765D-01 0.72221D-01 0.65657D-01 0.59748D-01 0.56338D-01

  0.52786D-01 0.46415D-01 0.35713D-01 0.27259D-01 0.21407D-01
```

```
0.16107D-01 0.13337D-01 0.10352D-01 0.76430D-02

                                                ДАВЛЕНИЕ НА ОСИ

0.56209D+00 0.55594D+00 0.54652D+00 0.52117D+00 0.48351D+00

0.43285D+00 0.37258D+00 0.30822D+00 0.24549D+00 0.18706D+00

0.13632D+00 0.95452D-01 0.64748D-01 0.43562D-01 0.29184D-01

0.19411D-01 0.12883D-01 0.86057D-02 0.58630D-02 0.40220D-02

0.27470D-02 0.18922D-02 0.13463D-02 0.11027D-02

                                              ДАВЛЕНИЕ НА СТЕНКЕ

0.56209D+00 0.23183D+00 0.20235D+00 0.16923D+00 0.14632D+00

0.13855D+00 0.12450D+00 0.94887D-01 0.71257D-01 0.60286D-01

0.54587D-01 0.56536D-01 0.53436D-01 0.37862D-01 0.26825D-01

0.21483D-01 0.21336D-01 0.19313D-01 0.13565D-01 0.10263D-01

0.73647D-02 0.54386D-02 0.45549D-02 0.46233D-02

                                                  MAX НА ОСИ

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

0.12198D+01 0.13335D+01 0.14685D+01 0.16209D+01 0.17932D+01

0.19841D+01 0.21906D+01 0.24086D+01 0.26266D+01 0.28441D+01

0.30642D+01 0.32854D+01 0.35040D+01 0.37135D+01 0.39214D+01

0.41345D+01 0.43459D+01 0.45420D+01 0.46583D+01

                                                MAX НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.16580D+01 0.17442D+01 0.18544D+01 0.19418D+01

0.19741D+01 0.20369D+01 0.21933D+01 0.23544D+01 0.24471D+01

0.25017D+01 0.24824D+01 0.25134D+01 0.27015D+01 0.28881D+01

0.30077D+01 0.30114D+01 0.30649D+01 0.32553D+01 0.34059D+01

0.35862D+01 0.37520D+01 0.38496D+01 0.38414D+01
                                              ЛАМДА НА СТЕНКЕ

0.10000D+01 0.15342D+01 0.15949D+01 0.16693D+01 0.17258D+01

0.17462D+01 0.17850D+01 0.18768D+01 0.19647D+01 0.20123D+01

0.20394D+01 0.20300D+01 0.20452D+01 0.21328D+01 0.22121D+01

0.22593D+01 0.22607D+01 0.22809D+01 0.23487D+01 0.23980D+01

0.24524D+01 0.24985D+01 0.25239D+01 0.25218D+01

                  ВХОД В SUBR PRINT L0= 1  L= 0  L1= 1
   RK= 0.19936E+03MM  RKR= 0.13028E+03MM  RC= 0.71926E+03MM
   R1K= 0.19936E+03MM  RR1= 0.13030E+03MM  RR2= 0.00000E+00MM
```

ALFA1= 0.40002E+02ГРАД. ALFA2= 0.00000E+00ГРАД. ALFA3= 0.00000E+00ГРАД.
K= 0.12123E+01 TK= 0.27030E+04K PK= 0.14830E+08Н/КВ.М
МОЛ.ВЕС= 0.24163E+02КГ/КМОЛЬ ДИН.ВЯЗ.= 0.38750E-04Н.СЕК/КВ.М
rew0(n)= 0.24612E+10 RE2= 0.13630E+09 RE3= 0.19774E+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	197.699	0.434	0.0000	0.2670	.95785540	3550.2	2.396
125.171	197.670	0.434	0.0000	0.2670	.95785540	3550.2	2.396
224.851	197.652	0.434	0.0000	0.2670	.95785540	3550.2	2.396
324.530	197.637	0.434	0.0000	0.2670	.95785540	3550.2	2.396
424.210	197.648	0.434	0.0000	0.2670	.95785540	3550.2	2.396
451.935	192.056	0.460	0.0000	0.2843	.95238787	3368.3	2.273
476.898	183.331	0.505	0.0000	0.3152	.94185030	3097.1	2.090
498.570	172.502	0.570	0.0000	0.3623	.92401856	2782.8	1.878
516.807	160.583	0.658	0.0000	0.4306	.89465135	2467.0	1.665
532.151	149.935	0.755	0.0000	0.5161	.85281998	2214.1	1.494
545.608	142.628	0.834	0.0000	0.5995	.80753094	2058.7	1.390
557.819	137.635	0.896	0.0000	0.6798	.76074564	1962.7	1.325
569.196	134.216	0.942	0.0000	0.7587	.71271831	1902.8	1.284
580.031	131.976	0.974	0.0000	0.8375	.66358918	1866.8	1.260
590.558	130.699	0.994	0.0000	0.9175	.61339813	1848.0	1.247
600.982	130.282	1.000	0.0000	1.0000	.56208712	1813.5	1.000
611.406	133.568	0.951	0.0000	1.2186	.42950788	2261.9	1.247
622.625	137.550	0.897	0.0000	1.3550	.35827893	2307.1	1.272
634.815	142.465	0.836	0.0000	1.4773	.30113167	2356.3	1.299
648.230	148.801	0.767	0.0000	1.6012	.25008699	2411.3	1.330
663.275	155.996	0.697	0.0000	1.7095	.21103035	2461.7	1.357
680.244	163.692	0.633	0.0000	1.8176	.17714418	2513.1	1.386
699.356	173.201	0.566	0.0000	1.9338	.14590749	2568.7	1.416
721.233	186.415	0.488	0.0000	2.0604	.11598802	2628.6	1.449
747.157	203.018	0.412	1.1743	2.2154	.08807547	2700.4	1.489
778.475	222.349	0.343	1.1748	2.3711	.06641242	2769.7	1.527
816.466	244.219	0.285	1.1759	2.5270	.05073374	2836.0	1.564
862.449	264.292	0.243	1.1773	2.6498	.04042372	2885.6	1.591
916.127	288.550	0.204	1.1785	2.7834	.03152493	2936.9	1.619
979.492	320.411	0.165	1.1795	2.9400	.02353528	2993.5	1.651
1056.116	358.589	0.132	1.1804	3.1061	.01726018	3049.5	1.682
1149.258	399.974	0.106	1.1809	3.2664	.01281507	3099.5	1.709
1260.881	434.278	0.090	1.1812	3.3869	.01025583	3134.7	1.729
1388.151	471.994	0.076	1.1814	3.5092	.00819516	3168.3	1.747
1532.852	516.689	0.064	1.1815	3.6426	.00642976	3202.7	1.766
1698.402	561.222	0.054	1.1815	3.7654	.00515539	3232.3	1.782
1884.824	616.981	0.045	1.1815	3.9074	.00400568	3264.4	1.800
2097.378	672.415	0.038	1.1815	4.0379	.00318681	3291.8	1.815
2294.882	718.143	0.033	1.1815	4.1387	.00267646	3311.7	1.826

X(J)	DZTR	DZRS	FUD	IUDD	KTPD
0.4242E+03	0.2951E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3550E+04	0.2372E+01
0.4519E+03	0.3142E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3368E+04	0.2250E+01
0.4769E+03	0.3409E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.3097E+04	0.2069E+01
0.4986E+03	0.3740E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2783E+04	0.1859E+01
0.5168E+03	0.4096E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2467E+04	0.1648E+01
0.5322E+03	0.4435E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2214E+04	0.1479E+01
0.5456E+03	0.4800E-04	0.0000E+00	0.1000E+01	0.2059E+04	0.1375E+01
0.5578E+03	0.5173E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1963E+04	0.1311E+01
0.5692E+03	0.5552E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1903E+04	0.1271E+01
0.5800E+03	0.5936E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1867E+04	0.1247E+01
0.5906E+03	0.6324E-04	0.0000E+00	0.9999E+00	0.1848E+04	0.1234E+01

```
  0.6010E+03   0.6680E-04   0.0000E+00   0.9999E+00   0.1813E+04   0.1231E+01
  0.6114E+03   0.6621E-04   0.8654E-02   0.9768E+00   0.2209E+04   0.1225E+01
  0.6226E+03   0.7130E-04   0.1659E-01   0.9711E+00   0.2240E+04   0.1241E+01
  0.6348E+03   0.7756E-04   0.2464E-01   0.9636E+00   0.2271E+04   0.1257E+01
  0.6482E+03   0.8430E-04   0.3378E-01   0.9520E+00   0.2296E+04   0.1270E+01
  0.6633E+03   0.9176E-04   0.4124E-01   0.9509E+00   0.2341E+04   0.1296E+01
  0.6802E+03   0.9972E-04   0.4608E-01   0.9552E+00   0.2401E+04   0.1328E+01
  0.6994E+03   0.1076E-03   0.5137E-01   0.9475E+00   0.2434E+04   0.1345E+01
  0.7212E+03   0.1155E-03   0.5946E-01   0.9278E+00   0.2439E+04   0.1350E+01
  0.7472E+03   0.1241E-03   0.6711E-01   0.9209E+00   0.2487E+04   0.1375E+01
  0.7785E+03   0.1341E-03   0.7176E-01   0.9253E+00   0.2563E+04   0.1416E+01
  0.8165E+03   0.1467E-03   0.7222E-01   0.9331E+00   0.2646E+04   0.1460E+01
  0.8624E+03   0.1598E-03   0.6566E-01   0.9580E+00   0.2764E+04   0.1525E+01
  0.9161E+03   0.1741E-03   0.5975E-01   0.9554E+00   0.2806E+04   0.1548E+01
  0.9795E+03   0.1891E-03   0.5634E-01   0.9464E+00   0.2833E+04   0.1563E+01
  0.1056E+04   0.2049E-03   0.5279E-01   0.9472E+00   0.2889E+04   0.1594E+01
  0.1149E+04   0.2239E-03   0.4641E-01   0.9566E+00   0.2965E+04   0.1636E+01
  0.1261E+04   0.2423E-03   0.3571E-01   0.9776E+00   0.3065E+04   0.1691E+01
  0.1388E+04   0.2635E-03   0.2726E-01   0.9791E+00   0.3102E+04   0.1712E+01
  0.1533E+04   0.2862E-03   0.2141E-01   0.9774E+00   0.3130E+04   0.1728E+01
  0.1698E+04   0.3053E-03   0.1611E-01   0.9825E+00   0.3176E+04   0.1753E+01
  0.1885E+04   0.3288E-03   0.1334E-01   0.9786E+00   0.3195E+04   0.1764E+01
  0.2097E+04   0.3497E-03   0.1035E-01   0.9834E+00   0.3237E+04   0.1788E+01
  0.2295E+04   0.3545E-03   0.7643E-02   0.9867E+00   0.3268E+04   0.1806E+01
                    MUS=0.98972E+00
      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
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
     Выход из subr param

                         ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ
          ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ X= 0.22949E+04

                   РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ПО МОДУЛЮ PPSPMX
               МАССИВ ПОПЕРЕЧНОЙ ОРДИНАТЫ ОТ ОСИ ДО СТЕНКИ
   0.00000E+00   0.10250E+03   0.20500E+03   0.30750E+03   0.41000E+03
   0.51250E+03   0.61500E+03   0.71750E+03   0.71768E+03   0.71785E+03
   0.71803E+03   0.71820E+03   0.71838E+03   0.71855E+03   0.71873E+03
   0.71891E+03   0.71908E+03   0.71926E+03
                   ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПРОДОЛЬНОЙ СКОРОСТИ
   0.27213D+04   0.27002D+04   0.26727D+04   0.26179D+04   0.26008D+04
   0.25990D+04   0.25938D+04   0.25938D+04   0.23205D+04   0.22508D+04
   0.21133D+04   0.19110D+04   0.16594D+04   0.13733D+04   0.10623D+04
   0.73072D+03   0.37866D+03   0.26528D+01
                   ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЖЕНИЯ
   0.21400E+04   0.23553E+04   0.25155E+04   0.26627E+04   0.28123E+04
   0.29774E+04   0.26422E+04   0.17158E+04   0.17143E+04   0.17127E+04
   0.17111E+04   0.17095E+04   0.17079E+04   0.17063E+04   0.17048E+04
   0.17032E+04   0.17016E+04   0.17000E+04
```

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ СТАТИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ

0.64775E+03 0.73833E+03 0.82352E+03 0.94433E+03 0.10211E+04
0.10836E+04 0.96847E+03 0.62893E+03 0.68704E+03 0.69838E+03
0.71655E+03 0.73323E+03 0.73728E+03 0.71937E+03 0.67274E+03
0.59184E+03 0.47073E+03 0.30134E+03

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ЧИСЛА МАХА

0.46583D+01 0.45419D+01 0.43991D+01 0.41401D+01 0.40648D+01
0.40572D+01 0.40346D+01 0.40346D+01 0.34536D+01 0.33225D+01
0.30797D+01 0.27531D+01 0.23841D+01 0.19974D+01 0.15978D+01
0.11717D+01 0.68083D+00 0.59615D-02

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ БЕЗРАЗМЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ

0.11027D-02 0.13454D-02 0.17188D-02 0.20699D-02 0.20699D-02
0.20699D-02 0.42895D-02 0.42895D-02 0.42895D-02 0.42895D-02
0.42895D-02 0.42895D-02 0.42895D-02 0.42895D-02 0.42895D-02
0.42895D-02 0.42895D-02 0.46233D-02

ПОПЕРЕЧНЫЙ ПРОФИЛЬ ПЛОТНОСТИ [кг/м**3]

0.73377D-01 0.78538D-01 0.89959D-01 0.94475D-01 0.87372D-01
0.82331D-01 0.19090D+00 0.29396D+00 0.26910D+00 0.26473D+00
0.25802D+00 0.25215D+00 0.25076D+00 0.25701D+00 0.27482D+00
0.31239D+00 0.39275D+00 0.66127D+00

выход из POPR xk= 0.12123E+01
rkr0= 0.13030E+03mm akr= 0.10096E+04m/c
eps(m)= 0.62176E+00 roks= 0.15946E+02кг/куб.м mus= 0.98972E+00
Расход m= 0.52814E+03кг/с
iudd= 0.32676E+04m/c Тяга= 0.17258E+07H
jlcht= 1

Потери из-за трения при турбулентном пограничном слое
(модифицированная модель Иевлева)

0.36479E-04 0.49134E-03 0.57396E-03 0.65738E-03 0.74164E-03
0.86474E-03 0.10114E-02 0.12009E-02 0.14462E-02 0.17257E-02
0.19836E-02 0.22252E-02 0.24550E-02 0.26751E-02 0.28877E-02
0.30953E-02 0.44914E-02 0.41347E-02 0.43120E-02 0.43937E-02
0.42430E-02 0.42514E-02 0.46409E-02 0.49520E-02 0.48160E-02
0.44868E-02 0.38728E-02 0.36810E-02 0.42396E-02 0.47349E-02
0.47856E-02 0.42432E-02 0.42447E-02 0.51329E-02 0.57699E-02
0.67103E-02 0.74812E-02 0.76786E-02 0.71399E-02

Параметры конвективного теплообмена при турбулентном пограничном слое
(модифицированная модель Иевлева)

массив tw(j)-фактор теплообмена

0.90000E+00 0.80000E+00 0.66667E+00 0.57143E+00 0.50000E+00 0.38834E+00
0.32332E+00 0.28229E+00 0.25506E+00 0.23591E+00 0.22133E+00 0.20958E+00
0.19971E+00 0.19113E+00 0.18347E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00
0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00
0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00
0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00
0.17647E+00 0.17647E+00 0.17647E+00

Массив коэффициента конвективного теплообмена alfat(j)

0.60182E+03 0.84824E+04 0.82705E+04 0.80761E+04 0.78959E+04
0.82013E+04 0.88568E+04 0.98722E+04 0.11271E+05 0.12813E+05
0.14038E+05 0.14948E+05 0.15587E+05 0.15986E+05 0.16162E+05
0.16127E+05 0.11819E+05 0.11017E+05 0.99261E+04 0.90808E+04
0.87751E+04 0.81933E+04 0.68520E+04 0.56395E+04 0.50233E+04
0.46865E+04 0.48056E+04 0.46107E+04 0.35883E+04 0.27796E+04
0.23526E+04 0.23380E+04 0.21623E+04 0.16461E+04 0.13243E+04
0.10213E+04 0.80449E+03 0.69901E+03 0.70622E+03