


Федеральное государственное автономное образовательное учреждение  
высшего образования «Московский физико-технический институт  
(национальный исследовательский университет)» МФТИ

На правах рукописи



Минюшкин Дмитрий Николаевич

**Математическое моделирование изменения формы  
метеороидного тела при аэродинамическом нагреве**

Специальность 1.1.9. —

«Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертация на соискание учёной степени  
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, профессор  
Молчанов Александр Михайлович

Москва — 2023

## Оглавление

	Стр.
<b>Введение</b> . . . . .	<b>4</b>
Актуальность темы . . . . .	4
Степень разработанности темы . . . . .	5
Цель диссертационной работы . . . . .	7
Решены следующие задачи: . . . . .	7
Научная новизна работы . . . . .	8
Теоретическая и практическая значимость . . . . .	8
Методология и метод исследования . . . . .	8
Положения, выносимые на защиту . . . . .	9
Достоверность результатов . . . . .	9
Апробация работы . . . . .	10
По теме диссертации были опубликованы следующие работы: . . . . .	10
Содержание работы . . . . .	11
Объем и структура работы. . . . .	11
<b>Глава 1. Аналитический обзор состояния исследования</b> . . . . .	<b>12</b>
1.1 Вычислительные коды по расчёту уноса . . . . .	21
1.1.1 Одномерные коды . . . . .	21
1.1.2 Двумерные коды . . . . .	25
1.1.3 Трёхмерные коды HERO, NIDA, PATO . . . . .	26
<b>Глава 2. Метод расчёта силовых и тепловых нагрузок</b> . . . . .	<b>28</b>
2.1 Метод расчёта силовых нагрузок на поверхность метеорита . . . . .	28
2.2 Метод расчёта тепловых нагрузок на поверхность метеорита . . . . .	30
2.3 Валидация расчёта тепловых нагрузок . . . . .	39
2.4 Расчёт теплового потока на теле метеоритной формы . . . . .	43
2.5 Расчёт теплового потока на сложном теле в трёхмерной постановке . . . . .	45
2.6 Выводы . . . . .	49
<b>Глава 3. Метод расчёта уноса и прогрева в трёхмерной постановке</b> . . . . .	<b>50</b>
3.1 Расчёт прогрева и изменения формы . . . . .	50
3.2 Метод расчёта безразмерной скорости уноса . . . . .	54

	Стр.
3.3 Программная реализация метода . . . . .	60
3.4 Численное моделирование экспериментов с уносом графита . . . .	61
3.5 Расчёт уноса при постоянных значениях свойств графита . . . . .	69
3.6 Выводы . . . . .	71
<b>Глава 4. Расчёт стационарной метеоритной формы . . . . .</b>	<b>73</b>
4.1 Описание ядра программного комплекса . . . . .	74
4.2 Расчёт стационарных метеоритных форм . . . . .	79
4.3 Обеспечение качества расчётной сетки при изменениях геометрии	85
4.4 Выводы . . . . .	87
<b>Глава 5. Решение задачи о расчёте изменения формы</b>	
<b>метеоритного тела . . . . .</b>	<b>88</b>
5.1 Постановка задачи и определение тепловых потоков . . . . .	88
5.2 Сценарий и результат расчёта . . . . .	89
5.3 Выводы . . . . .	92
<b>Заключение . . . . .</b>	<b>93</b>
<b>Список сокращений и условных обозначений . . . . .</b>	<b>95</b>
<b>Список литературы . . . . .</b>	<b>96</b>
<b>Список рисунков . . . . .</b>	<b>104</b>
<b>Список таблиц . . . . .</b>	<b>106</b>
<b>Приложение А</b>	
<b>Описание библиотеки Mutation++ . . . . .</b>	<b>107</b>

## Введение

### *Общая характеристика работы*

#### **Актуальность темы**

исследования определяется необходимостью проведения изучения влияния высоких тепловых и силовых нагрузок на форму метеоритов. Изменяющаяся в процессе движение форма метеорита влияет на его аэродинамические характеристики. Более точная оценка аэродинамических характеристик метеорита позволяет с большей точностью вычислять его траекторию и место падения на поверхность Земли. Для метеоритных тел улучшение расчёта его лётных характеристик — это прежде всего расчёт сложного метеоритного тела, с выбоинами, кавернами в трёхмерной постановке. Отличительной особенностью движения метеоритов в атмосфере является то, что движение на высоких скоростях вызывает не только значимые силовые нагрузки, но и сильный аэродинамический нагрев. Высокие тепловые и силовые нагрузки на поверхность метеорита вызывают разрушение материала метеорита и меняют его форму, а, следовательно, изменение его лётных характеристик.

Таким образом, перед исследователем движения метеорита в атмосфере стоит задача рассчитать движение по траектории с учётом разрушения материала и изменения формы. Натурное моделирование разрушения материала возможно на наземных стендах, также как и моделирование тепловых и силовых нагрузок, но оно не может дать всего разнообразия возможных режимов движения в атмосфере, в то время как лётные испытания являются очень дорогостоящими. Поэтому при расчёте движения метеорита ценность математического моделирования сильно возрастает. Расчёт движения метеорита с учётом изменения его формы, проводимая в ручную или автоматически, требует очень большого количества расчётов. Для каждой точки траектории необходимо провести оценку аэродинамических и тепловых нагрузок на аппарат, расчёт прогрева и разрушения материала и расчёт изменения формы метеорита. С учётом того, что точек траектории может быть много, то из-за из-



менения формы внешний газодинамический расчёт необходимо проводить для каждой точки траектории – даже один расчёт по одной траектории является очень ресурсозатратным.

Метеоритная поверхность может быть сложной, в ней могут присутствовать выемки, впадины, каверны, бугры различных форм. Сам метеорит в различных точках траектории может быть расположен под разным углом относительно направления движения. Таким образом для качественной оценки силовых и тепловых нагрузок необходимо решать задачу в трёхмерной постановке, что дополнительно увеличивает ресурсоёмкость задачи.

Таким образом, для исследования необходим надёжный и относительно незатратный метод расчёта изменения метеоритной формы при движении по траектории в трёхмерной постановке. По этой причине работа является актуальной.

### **Степень разработанности темы**

Разработкой методов расчёта изменения метеоритной формы под действием тепловых нагрузок занимались много авторов начиная с 60-х годов 20-го века. В настоящее время созданы математические модели разрушения материала под действием тепловых и силовых нагрузок, созданы компьютерные коды, реализующие различные математические модели разрушения материала. Для моделирования разрушения материал метеорита и изменения его формы необходимо три принципиальные составляющие:

- 1) моделирование тепловых и силовых нагрузок;
- 2) моделирование дробления метеоритов;
- 3) моделирование разрушения, уноса материала;
- 4) моделирования изменения формы метеорита при его разрушении.

Метеоритной теме в целом посвящено много работ В.П. Стулова, в которых введена типизация метеоритов, описаны физические явления, сопровождающие их движение в атмосфере. В работах Г.А. Тирского детально исследованы основные физические явления, представлена модель дробления метеоритов, исследовано поведение группы метеоритов.

Одним из фундаментальных составляющих проблемы разрушения метеоритов является горение или унос поверхности метеорита под действием тепловых и силовых нагрузок. Поэтому модели разрушения материалов является основным входным параметром моделирования изменения формы метеорита. Моделированию разрушения материалов посвящено много работ, основными из которых являются монографии Ю.В. Полежаева, Ф.Б. Юревича, Д.С. Михатулина, Д.Л. Ревизникова.

Оценки тепловых и силовых нагрузок в настоящее время проводится с помощью решения уравнений Навье-Стокса, использованием инженерных методов, таких как метод эффективной длины. Метод эффективной длины был предложен академиком В.С. Авдуевским, развивался в работах В.В. Лунёва, Б.А. Землянского, В.И Власова, С.В. Журина. Метод требует в качестве входных значение полей давления, температуры и скорости на внешней границе пограничного слоя, которые могут быть получены при помощи инженерных методов или невязкого CFD расчёта.

Горение или унос материала метеорита вызывает изменение его формы. Первая теоретическая работа по исследованию формы тел, разрушающихся под действием аэродинамического нагрева, была опубликована И.Н. Мурзиновым. В работе осуществлено одно из первых исследований процесса уноса лобовой части наконечника, давление на которой удовлетворительно описывается ньютоновской теорией. Дальнейшее развитие исследований процессов изменения формы теплозащитного материала было проведено в работах В.Г. Коняева. В.Г. Коняев предложил уравнение изменения формы аблирующих тел — уравнение обгара. В работе Лунёва В.В. получено интегродифференциальное уравнение движения поверхности уносимого материала. В работах В.Г. Воронкина, В.В. Лунёва, А.Н. Никулина, И.Н. Полякова, М.В. Брыкина проведены исследований свойств определенного типа решений уравнения обгара, называемых стационарными формами. Стационарная форма является результатом длительного разрушения поверхности метеорита, когда унос материала может быть соизмерим с его линейными размерами. Существенным развитием темы были работы В.В Знаменского. В упрощённой постановке получены основные типы стационарных форм, исследована устойчивость решения уравнения обгара при расчёте стационарных форм. Устойчивостью расчёта обрагной формы также занимались Y.-K. Chen, F. S. Milos, Toshiyuki Suzuki, Takeharu Sakai, Tetsuya

Yamada. В настоящее время создано много отечественных и зарубежных авторских вычислительных кодов, как одномерных, двумерных, так и трёхмерных.

### **Цель диссертационной работы**

Основной целью диссертационной работы является разработка вычислительного метода для моделирования разрушения метеоритов и метеороидных тел при аэродинамическом нагреве. Целями диссертационной работы являются:

- 1) создание эффективного и практически применимого численного метода расчёта тепловых нагрузок на поверхность метеороидного тела при быстром движении в атмосфере в трёхмерной постановке;
- 2) создание численного метода для расчёта прогрева и уноса поверхности метеорита;
- 3) реализация разработанных методов в виде программных кодов;
- 4) проведение расчётов в рамках программного комплекса;
- 5) демонстрация эффективности подхода на примере расчетов разрушения метеороидного тела сложной формы в трёхмерной постановке.

### **Решены следующие задачи:**

- 1) предложен эффективный математический метод оценки расчёта тепловых потоков инженерным методом для тел сложной метеоритной формы;
- 2) разработан вычислительный метод расчёта прогрева и уноса материала метеороидного тела в трёхмерной постановке на основе несопряжённого подхода, когда задача расчёта аэродинамического нагрева решается отдельно от задачи расчёта уноса и прогрева материала на поверхности метеорита;
- 3) методы реализованы в проблемно-ориентированном комплексе параллельных программ, предназначенном для определения аэродинамического нагрева, расчёта изменения формы. Коды могут использоваться для расчётов на суперкомпьютере;

4) проведена серия валидационных расчетов по определению параметров аэродинамического нагрева и изменения формы метеороидного тела.

### **Научная новизна работы**

состоит в том, что:

1) Разработан новый метод расчёта прогрева и уноса поверхности метеорита в результате аэродинамического нагрева при движении по траектории на основе модифицированного метода эффективной длины и решения вспомогательной задачи деформации твёрдого тела в трёхмерной постановке. Отличительной особенностью метода является его вычислительная устойчивость, способность моделировать тепловые нагрузки и рассчитывать изменение формы на телах сложной формы - с выбоинами и уступами;

2) На языке программирования C++ разработан авторский программный комплекс, в котором был реализован вычислительный метод расчёта прогрева и уноса в трёхмерной постановке.

### **Теоретическая и практическая значимость**

Разработанная методология и программные коды позволяют за относительно небольшое время оценить изменение формы метеорита в результате аэродинамического нагрева при движении в атмосфере.

### **Методология и метод исследования**

В работе применялась традиционная методология вычислительного эксперимента. Реализован численный метод получения тепловых потоков в результате аэродинамического нагрева — параметры внешнего обтекания получались решением уравнений Эйлера на основе конечно-объемных схем на

гибридных неструктурированных сетках с использованием ряда подходов, позволяющих моделировать течение около выступающих элементов. Тепловые потоки оценивались с помощью модифицированного метода эффективной длины, для расчёта изменения формы метеороидного тела решалась вспомогательная задача деформации твёрдого тела. Успешная верификация и валидация реализованных методов и их апробация на ряде задач подтвердила применимость разработанной методики для проведения достоверных вычислительных экспериментов по оценке изменения формы метеороидного тела при аэродинамическом нагреве.

### **Положения, выносимые на защиту**

На защиту выносятся следующие результаты работы:

- 1) Метод оценки тепловых потоков при аэродинамическом нагреве на основе модификации метода эффективной длины;
- 2) Метод расчёта прогрева и уноса материала метеороидных тел на основе несопряжённого подхода;
- 3) Результаты расчёта, которые подтверждают корректность использования разработанного метода и его программной реализации для моделирования прогрева и уноса при аэродинамическом нагреве;
- 4) Результаты расчёта прогрева и изменения формы при разрушения поверхности метеороидного тела в процессе движения в атмосфере в трёхмерной постановке. Расчёты проводились с помощью разработанного авторского программного комплекса.

### **Достоверность результатов**

Достоверность результатов обеспечена строгостью используемого математического аппарата и подтверждается сравнением результатов вычислительных экспериментов с известными в литературе экспериментальными и расчетными данными.

## Апробация работы

Материалы диссертации докладывались на следующих конференциях и форумах:

- 1) Всероссийская школа-семинар "Современные проблемы аэрогидродинамики", МГУ, Сочи, 2014;
- 2) 10-я Всероссийская школа-семинар "Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем", АФМ, 2016;
- 3) Семинар проф. В.В. Лунева и Ю.М. Липницкого, ЦНИИмаш, 2016;
- 4) Семнадцатая Международная школа-семинар "Модели и методы аэродинамики", Евпатория, ЦАГИ, 2017;
- 5) Семинар проф. В.В. Лунева и Ю.М. Липницкого, ЦНИИмаш, 2018;
- 6) 21-я международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, 2019, Алушта, Крым;
- 7) Международный военно-технический форум "Армия-2022". Круглый стол: "Актуальные вопросы совершенствования средств автоматизации Воздушно-космических сил";
- 8) XIV Международная конференция по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли, 2022, Алушта, Крым.

### По теме диссертации были опубликованы следующие работы:

1. Минюшкин Д. Н. Расчет эволюции уносимой теплозащиты методом поверхностей уровня //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2016. — Т. 17. — №. 4. — С. 10 — 10.
2. Минюшкин Д. Н. Трёхмерный расчёт прогрева и уноса теплозащитного материала с использованием платформы OpenFOAM и неструктурированной сетки //Космонавтика и ракетостроение. — 2018. — №. 5. — С. 101 — 111.
3. Минюшкин Д. Н., Крюков И. А. Расчет прогрева и уноса теплозащитного материала в осесимметричной постановке //Теплофизика высоких температур. — 2020. — Т. 58. — №. 2. — С. 244-248.

4. Minyushkin D. N., Kryukov I. A. Calculation of aerodynamic heating and ablation of thermal protection system in axisymmetric formulation //AIP Conference Proceedings. – AIP Publishing LLC, 2019. — Т. 2181. — №. 1. — С. 020025.

## **Содержание работы**

Во введении обосновывается актуальность темы, формулируется цель исследования, а также кратко излагается содержание глав и параграфов. В первой главе проводится аналитический обзор состояния исследования в области моделирования уноса материалов метеороидных тел. Во второй главе приведено описание реализации вычислительного метода расчёта тепловых и силовых нагрузок при аэродинамическом нагреве, приведены результаты валидационных расчётов. В третьей главе приведено описание математического метода расчёта уноса и прогрева материала метеороидного тела в трёхмерной постановке. Четвёртая глава посвящена описанию архитектуры программного комплекса и принципов его работы и показан результат расчёта сильного уноса, получены стационарные метеоритные формы. Пятая глава посвящена описанию расчёта разрушения материала метеороидного тела и изменения формы метеорита при движении в атмосфере в трёхмерной постановке в составе вычислительного комплекса. В Заключение перечислены основные результаты работы.

## **Объем и структура работы.**

Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения и 1 приложения. Полный объём диссертации составляет 111 страниц, включая 54 рисунка и 5 таблиц. Список литературы содержит 96 наименований.

## Глава 1. Аналитический обзор состояния исследования в области моделирования уноса материалов метеороидных тел

В настоящее время активно развиваются методы имитационного моделирования движения метеоритов и метеоритных тел.

Для описания движения метеорита необходимо с хорошей точностью рассчитывать изменения поверхности метеорита в результате разрушения, потому что форма поверхности метеорита сильно влияет на его аэродинамические характеристики.

Метеориты разрушаются под действием силовых и тепловых нагрузок и, строго говоря, могут испытывать на себе как конвективный, так и радиационный нагрев от горячего газа за ударной волной.

В рамках этой работы рассматривается разрушение метеорита под действием конвективного теплообмена.

Для моделирования изменения формы необходимо оценивать тепловые и силовые нагрузки при высокоскоростном движении, рассчитывать прогрев метеорита и рассчитывать разрушение поверхности метеорита.

В работах В.П. Стулова, В.Н. Мирского, А.И. Вислого, А.Г. Тирского, Д.Ю. Ханукаевой, в частности в [1–3] изложены основные физические явления, связанные с движением метеоритов в атмосфере — дробление метеоритов, нагрев и унос поверхности метеоритов, особенности определения аэродинамических характеристик.

Рассмотрены типы метеоритов и различные типы и их взаимодействия с поверхностью Земли.

В работах [4–9] рассматриваются все эти процессы в комплексе в двумерной постановке с учётом упрощённой модели разрушения, когда материал метеорита разрушается пропорционально тепловому потоку на поверхность.

Процесс уноса поверхности порождает несколько факторов, которые серьёзно затрудняют моделирование всего процесса разрушения материала при аэродинамическом нагреве.

Среди этих факторов — возникновение вдува в пограничный слой, изменение шероховатости материала, влияние продуктов горения на теплообмен, моделирование ламинарно-турбулентного перехода изменение формы летательного аппарата [10].



Изучение этих вопросов началось с конца 60-х годов 20-го века и к настоящему времени продолжается.

Разрушение материала метеорита может состоять из нескольких элементов — горение в процессе нагрева поверхности, разложения и испарения внутри пористой структуры, сублимация материала на поверхности, механический унос и образование расплавленной плёнки на поверхности материала.

Построение моделей разрушения является важной составляющей задачи о моделировании быстрого движения метеорита в атмосфере в условия разрушения его поверхности.

Различаются два основных типа разрушения поверхности — унос в результате горения и механический унос.

Ниже мы приведём описание работ по основным механизмам разрушения на примере характерных типов материалов.

Существует очень много экспериментальных данных, полученных в плазматроне по уносу графита и композитного материала на основе графита.

Поэтому построение моделей разрушения, их валидации, тестирование работы программ целесообразно проводить на этом богатом экспериментальном материале.

#### *Модель разрушения однородного материала*

Существует несколько типов марок графитов. Теплофизические свойства наиболее часто используемых представлены в работах: АТJ-графит [11], РОСО графит [12].

В зависимости от температуры поверхности можно выделить три основных режима горения поверхности углеродного материала в воздухе [13]: кинетический, диффузионный и сублимационный.

Для построения модели разрушения материала требуются экспериментально полученные данные по константам скоростей реакций, данные по коэффициентам аккомодации, экспериментальные данные по парциальным давлениям углерода. Значения констант химических реакций представлены в работах [14–16].

Данные по парциальному давлению насыщенных паров содержатся в работах [17; 18]. Данные по коэффициентам аккомодации представлены в работах [19–21].

В работе [22] представлены результаты экспериментов по уносу графита в плазматроне. Достигались температуры образца от 1200 К до 4000 К, полная энтальпия потока менялся в пределе от 12 до 30 МДж/кг.

Исследовались два типа графита — АТJ графит и пиролитический графит. В экспериментах достигался как диффузионный, так и сублимационный режимы горения углерода.

В статье [23] изложены экспериментальные данные по уносу АТJ графита при давлениях от 0.3 до 4.4 атм. и при значениях температуры поверхности от 2570 до 4030 К.

Эксперименты проводились в плазматроне, в качестве образцов использовались затупленные цилиндры. Работа [24] посвящена описанию экспериментальных данных по измерению скорости горения в окисляющем потоке в зависимости от температуры поверхности (она изменялась от 1000 до 1800 К).

Образец представлял из себя углеродную пластину, расположенной на подложке. В эксперименте поддерживалась постоянная температура образца в процессе измерения скорости уноса. В работе [25] приведены результаты измерения скорости уноса углерода при низких давлениях — от 1.5 до 20 кПа.

Экспериментальная работа [26] посвящена измерению парциального давления углерода C1, C2, C3, C4, C5 при температурах до 4100 К.

При анализе экспериментальных данных построены модели разрушения углерода. Одной из первых теоретических моделей была посвящена работа [27].

В статье представлены 9-компонентная модель расчёта уноса углерода в равновесной постановке. Модель позволяет описать скорость уноса графита во всех допустимых областях параметров температур и давлений и на всех основных режимах — кинетическом, диффузионном и сублимационном.

Статья [28] содержит описание простой итерационной процедуры, которая позволяет быстро оценить скорость уноса графита с хорошей точностью.

В работе [29] анализируются описанные в литературе модели разрушения углеродосодержащих материалов, экспериментальные данные. Предлагаются модели разрушения, учитывающие неравновесные физико-химические процессы и возможные упрощения в предположении равновесного их протекания.

#### *Модель разрушения композитного материала*

В основе композитных углеродосодержащих материалов является структура из трубок, которая образует пористую структуру. Затем эта структура

заполняется смолами. При нагревании всей матрицы целиком смолы разлагаются и производят пиролизные газы, которые выходят на поверхность через пористую поверхность.



Рисунок 1.1 — Баланс энергии при разрушении пористого неоднородного материала.

На рисунке 1.1 схематично изображен баланс энергии на границе композитного материала.

Таким образом, в процессе разложения и уноса теплозащитного материала появляются три значимых фактора: внутренние источники и стоки тепла вследствие термохимического разложения смолы, конвективный перенос тепло через пористую поверхность внутри материала вследствие движения пиролизных газов, сильный вдув в пограничный слой пиролизных газов.

В данном обзоре мы рассмотрим вопросы уноса композитного материала на примере материала PICA (Phenolic Impregnated Carbon Ablator), как подробно и хорошо описанного в литературе, для которого существует много экспериментальных данных.

Состав и структура материала представлена в работе [30]. Рассмотрены четыре материала с различной плотность углеродной структуры. Приведены различия механических и абляционных свойств.

С помощью электронного микроскопа исследовалась структура поверхности различных типов PICA. В работе [31] представлены экспериментально измеренные теплофизические и абляционные свойства PICA.

Пиролиз, или термическое разложение композитного материала, является его важной особенностью.

В работе [32] рассматривается механизм пиролиза PICA и представлены экспериментальные данные по измерению продуктов разложения.

В работе [33] представлена модель уноса теплозащитного материала с учётом поверхностного разрушения и образования пиролизных газов внутри разогретого материала.

Описан вычислительный метод и проведено сравнение результатов расчёта с экспериментальными данными, полученными в плазмотроне.

Модель уноса и разрушения РІСА с учётом неравновесных эффектов представлена в работе [34].

Неравновесные эффекты проявляются при относительно низких давлениях и тепловых потоках — давление ниже 10 кПа, тепловой поток ниже 80 Вт/см<sup>2</sup>.

В работе [35] приведены результаты валидации модели разрушения РІСА на большом количестве экспериментальных данных в диапазоне тепловых потоков от 107 Вт/см<sup>2</sup> до 1100 Вт/см<sup>2</sup> и давлений от 2.3 кПа до 84 кПа.

#### *Механический унос*

Механический унос рассматривается отдельно от прочих механизмов разрушения, потому что имеет совершенно другую природу процессов, отличную от горения и сублимации теплозащитного материала.

Механический унос возникает в области сильных градиентов температур, где температурное расширение порождает сильные напряжения и приводит к разрушению материала.

В работе [36] представлена попытка оценить на основе экспериментальных данных, приведённых в статье, механический унос наряду с разложением и разрушением полимерного композитного материала из стекловолокна.

В работе [37] представлены результаты экспериментов по механическому уносу и модель механического разрушения композитного материала.

В работе [38] представлено аналитическое решение задачи о механическом разрушении поверхностного слоя метеорита в упрощённой постановке.

Тело метеорита считается цилиндром, а поверхностный слой равномерно прогретым.

#### *Влияние разрушения материалов на теплообмен*

Интенсивное разрушение тепловой защиты приводит к возникновению трёх значимых факторов, которые влияют на теплообмен в пограничном слое между внешним потоком и стенкой теплозащитного материала: вдув продуктов разрушения в пограничный слой, образование шероховатости и присутствие продуктов разрушения в пограничном слое.

Проблемы, связанные с изучением влияния продуктов разрушения на теплообмен, широко представлены в литературе [5; 13; 39; 40].

В работах [41; 42] представлена модель развития шероховатости углерод-углеродного и композитного материалов в результате диффузионного горения.

Приведена классификация формы шероховатости на поверхности материала. Показаны результаты численного моделирования развития шероховатости.

Первая теоретическая работа по исследованию форм тел, разрушающихся под действием аэродинамического нагрева, была опубликована И.Н. Мурзиновым [7].

В работе осуществлено одно из первых исследований процесса уноса лобовой части метеорита, давление на которой удовлетворительно описывается ньютоновской теорией.

Скорость уноса взята пропорциональна значению теплового потока.

В работе предложено уравнение уноса и аналитически решены две модельные задачи; в качестве первой для моделирования ламинарного теплообмена взята формула Мурзинова.

Дальнейшее развитие исследований процессов изменения формы теплозащитного материала было проведено в работах В.Г. Коняева [7].

В работе на основе модели уноса материала выводится уравнение изменения формы аблирующих тел — уравнение уноса.

Рассматривается аналитическое решение этого уравнения при некотором предельном распределении тепловых потоков.

В дальнейших исследованиях и последующих работах используется уравнение уноса в данной форме. В работе В.В. Лунёва [4] получено интегродифференциальное уравнение движения поверхности уносимого материала.

Уравнение получено при допущении о локальности давления и тепловых потоков в двумерной постановке. Такая постановка позволила провести исследования основных свойств и получаемых решений уравнения уноса.

В работе показано существование трёх основных типа решения уравнения — гладкое, содержащее угловую точку и смешанное.

Данная работа стала основой для дальнейшей разработки методологии решения уравнения уноса.

В работах [43; 44] проведены результаты исследований свойств определенного типа решений уравнения обгара, называемых стационарными формами.

В упрощённой постановке получены основные типы стационарных форм, исследована устойчивость решения уравнения обгара при расчёте стационарных форм.

Существенным развитием темы были работы В.В. Знаменского [6].

В работе предложен вычислительный метод решения уравнение уноса с учётом особенностей форм, которые могут возникать в процессе решения.

Все приведённые выше работы изучали изменение формы в упрощённой постановке, когда для расчёта теплового потока использовался метод эффективной длины.

В общем случае, на практике не всегда можно корректно оценить тепловой поток этим методом.

Для отработки моделей разрушения материала и изменения формы представляют интерес экспериментальные работы по исследованию изменения формы. В работе [45] представлены экспериментальные данные по изменению формы носка сфероконуса в плазмотроне при  $M=5$ .

Представлены результирующие формы для ламинарного, переходного и турбулентного теплообмена.

Результаты эксперимента и их анализ по изменению формы углеродного образца под углом атаки представлены в работе [46].

Интересное экспериментальное исследование по трехмерному уносу замороженного углекислого газа представлено в работе [47]. Измеряется форма поверхности затупленного цилиндра, при режиме течения  $M=3$ .

Моделирование процесса уноса предполагает описание нескольких фундаментальных составляющих данного явления — модели разрушения материала, способа вычисления тепловых и силовых нагрузок, расчёта движения границы теплозащитного материала.

В общем случае полная задача численного моделирования теплообмена и разрушения метеорита является сопряженной, и составные части должны рассматриваться совместно.

Однако такой подход (с использованием трёхмерных химически-неравновесных турбулентных уравнений Навье-Стокса) требует огромных вычислительных ресурсов и в настоящее время применяется достаточно редко.

Вот два основных упрощённых подхода к решению задачи.

— Несопряжённый подход — газодинамическая задача (в постановке «уравнения Эйлера + пограничный слой» или уравнений Навье-Стокса) решает-

ся вдоль траектории в некоторые моменты времени для промежуточных форм метеорита и заданных параметрах обтекания (высота и скорость полёта) без учёта уноса при фиксированной температуре поверхности.

Между этими моментами времени решается задача о разрушении поверхности метеорита, его прогреве и изменении формы поверхности.

— Полностью сопряжённый подход — все задачи на каждом шаге по времени решаются совместно, но уравнения Навье-Стокса рассматриваются в химически-равновесном приближении.

Это допущение является достаточно обоснованным, т. к. унос материала метеорита в основном происходит при высоких давлениях в ударном слое.

В работе [48] представлена комплексная модель решения задачи об уносе материала на поверхности и продемонстрировано преимущество второго подхода, то есть решения полной сопряжённой задачи.

*Коды по расчёту уноса поверхности материала*

В настоящий момент существует несколько кодов по расчёту уноса теплозащитного материала, представленных и описанных в работе [49].

Анализ литературных источников показывает, что существуют математические модели и компьютерные коды, позволяющие рассчитывать разложение поверхности материала, в том числе и композиционного, под действием высоких тепловых и силовых нагрузок.

Однако, отличительной особенностью изменения формы метеорита является сильное, сравнимое с размерами метеорита, разрушение его поверхности, очень сильный унос материала.

Этот фактор исследован в работах [4; 6; 7; 43; 44]. В перечисленных работах проведено моделирование измерения формы проводилось в двумерной постановке без расчёта прогрева материала.

Для расчёта метеороидного тела в полной постановке необходимо одновременно использовать несколько математических моделей — необходим расчёт тепловых и силовых нагрузок, расчёт прогрева и разрушения.

При этом метод расчёта должен учитывать следующие условия:

— моделирование должно проводиться в трёхмерной постановке. Это важно для расчёта метеоритов сложных «картофелеобразных» форм;

— моделирование должно учитывать очень сильное разрушение материала, значительный унос;



— необходимо учитывать тот факт, что поверхность метеорита не будет гладкой. Методы расчёта должны быть устойчиво работать на некачественной поверхности — с многочисленными выбоинами и кавернами;

При движении по траектории с изменением формы метеорита необходимо пересчитывать тепловые и силовые нагрузки, а это решение газодинамической задачи внешнего обтекания на сложных формах, которая, сама по себе, для каждой точки траектории является очень ресурсозатратной.

Таким образом, решение задачи о разрушении поверхности метеорита расчёта изменения его формы при аэродинамическом нагреве включает следующие самостоятельные проблемы:

— расчёт внешнего обтекания и теплообмена с учётом вдува продуктов разрушения материала и развития шероховатости;

— расчёт разрушения поверхности материала и определение связи между скоростью уноса массы и температурой поверхности и другими параметрами;

— расчёт прогрева материала метеорита;

— расчёт изменения формы тела вследствие уноса массы.

Существующие в настоящее время компьютерные коды по моделированию уноса поверхности при аэродинамическом нагреве либо решают частную задачу — рассчитывают непосредственно разрушение материала, либо решают её в двумерной осемимметричной постановке.

Для создания практически ориентированного метода расчёта необходимо в комплексе решать все перечисленные выше проблемы, а не только частную задачу.

В рамках данной работы используется несопряжённый подход. Расчёты тепловых и силовых нагрузок проводятся в комплексе.

В главе 2 и 3 рассмотрим подробнее две основные составные части несопряжённого подхода - расчёт тепловых и силовых нагрузок и модель разрушения поверхности метеорита.

В главе 4 представлен метод организации совместной работы многих решателей и проведён расчёт стационарной метеоритной формы.

В главе 5 приведён трёхмерный расчёт с прогревом и изменение формы метеорита со сложной поверхностью.

В настоящее время интенсивно развиваются методы численного моделирования тепловых и силовых нагрузок на поверхность быстро движущегося тела [10] и в рамках данной работы был использован точный расчёт с помощью



решения уравнений Навье-Стокса, но только в осесимметричной постановке при несопряжённом подходе.

Полный сопряжённый подход при условии решения уравнений Навье-Стокса в трёхмерной постановке это, всё же, вопрос будущего.

## 1.1 Вычислительные коды по расчёту уноса

Моделирование процесса уноса предполагает описание нескольких фундаментальных составляющих данного явления — модели разрушения материала, способа вычисления тепловых и силовых нагрузок, расчёта движения границы теплозащитного материала.

Возможны два подхода к решению задачи – можно отдельно вычислять тепловые и силовые нагрузки на поверхность метеороидного тела, а затем проводить расчёты прогрева, разложения и уноса материала.

Второй способ — решение полной сопряжённой задачи по расчёту внешних нагрузок и разрушения материала.

В работах [50; 51] представлена комплексная модель решения задачи об уносе и продемонстрировано преимущество второго подхода, то есть решения полной сопряжённой задачи.

Необходимо отметить, что второй подход имеет значительно большую сложность в реализации.

Работа [52] посвящена обзору многих существующих на сегодняшний момент кодов по расчёту уноса. Приведём кратное описание существующих кодов по моделированию разрушения материала.

### 1.1.1 Одномерные коды

Одномерные коды по расчёту уноса очень широко используются для оценки величин уноса материалов. На боковой поверхности реализуется практически равномерный прогрев, что позволяет с хорошей точностью оценивать

величины уноса. В работах [53; 54] показано, что размер уноса в критической точке также с хорошей точностью можно оценивать в одномерной постановке.

## САСАС

Один из первых кодов по расчёту уноса [55]. Для получения температуры поверхности использовалось допущение о квазистационарном профиле температуры поверхности. Это допущение справедливо при высоких тепловых нагрузках при высокоскоростном движении метеорита. На основе профиля температуры в разрушающемся материале рассчитывается скорость уноса поверхности материала и пиролиз композитного материала.

## САТ

Код для расчёта уноса углеродсодержащего материала [56]. Реализован расчёт прогрева материала, разложение смол внутри углеродсодержащего материала, скорость движения пиролизных газов рассчитывается на основе закона Дарси. Код интегрирован с программой по расчёту неравновесной химии.

## СНАР

Созданный в семидесятых годах 20-го века СНАР [57] позволяет рассчитывать унос композитного теплозащитного материала с учётом прогрева и пиролиза в равновесной постановке.

## СМА

Созданный в семидесятых годах 20-го века в Sandia National Laboratories код СМА [58] позволяет рассчитывать прогрев и разложение композитных углеродсодержащих материалов в равновесной и неравновесной постановке. Код очень широко использовался в академической среде. С результатами расчёта СМА проводились сравнения много последующих кодов по расчёту уноса.

## SODDIT

Созданный в Sandia National Laboratories [59] код SODDIT является развитием кода СМА. Добавлена возможность расчёта переноса тепла внутри композитного материала с учётом лучистого теплообмена в порах.

## СМА/SCМА

В начале первой декады 21-го века в японском Университете Тахоку (Tohoku University) был разработан код СМА/SCМА [60]. Код позволяет моделировать разложение смол композитных материалов с учётом движения пиролизных газов в неравновесной постановке. При расчёте учитываются нестационарные эффекты и сопротивление трения при движении пиролизных газов внутри пористого материала.

## CHALEUR

Разработанный в Sandia National Laboratories код CHALEUR [61] является существенным развитием кода СМА. Повышена точность вычислительной

схемы, реализован сопряжённый расчёт прогрева и уноса теплозащитного материала.

## FIAT

Созданный в конце 20-го века в NASA Ames Research Center код FIAT [62] позволяет моделировать унос композитного теплозащитного материала с учётом прогрева и разложения и является существенным развитием кода CMA. Существенным отличием от предыдущих кодов (CMA) является добавление в уравнение прогрева члена, моделирующего перенос излучения внутри пористого материала и улучшенная устойчивость счёта.

## ITRAC

Код ITRAC [63] используется в ATK Aerospace Systems и позволяет проводить расчёт прогрева, пиролиза и давления в порах композитного материала. Код может использовать несколько моделей механического разрушения, что отличает его от остальных расчётных кодов.

## libAblation

Код libAblation [64] позволяет рассчитывать унос композитного материала в квазистационарной постановке, то есть в предположении, что скорость уноса поверхности и скорость движения области пиролиза внутри материала не изменяются. Важной особенностью кода является то, что он оформлен как библиотека, что позволяет интегрировать его в 2D и 3D CFD коды и проводить полностью сопряжённые расчёт внешнего обтекания и уноса поверхности материала.

## МОРАР

Код МОРАР [65] является одномерным кодом, позволяет проводить расчёт разрушения композитного материала. Код создан как составная часть программного комплекса LeMANS [66] и позволяет проводить многомерные расчёты в сопряжённой постановке.

### 1.1.2 Двумерные коды

Двумерные коды имеют важное значение в процессе отработки тепловой расчёта длительного уноса материала, потому что позволяют не только оценивать величины уноса, но и предсказывать обгарную форму метеороидного тела. Подобный подход позволяет более точно оценивать аэродинамические характеристики и прогрев материала метеорита.

## ASCC86

Созданный в Sandia National Laboratories код ASCC86 [67] двумерный код по расчёту уноса с учётом прогрева и разложения теплозащитного материала. Расчёт проводится в сопряжённой постановке, где внешние тепловые нагрузки оцениваются инженерными методами.

## Код ЦНИИМаш

Код ЦНИИМаш [6] создан в ФГУП ЦНИИМаш в 80-е года 20-го века и очень широко использовался. В основе заложена математическая модель, которая позволяет решать уравнение уноса с учётом возможности возникновения угловых точек. Код позволяет рассчитывать сильные уносы углеродного мате-

риала, в качестве модели разрушения используется [68]. Расчёт проводится в упрощённой постановке, где внешние тепловые нагрузки оцениваются инженерными методами, без расчёта прогрева материала.

## **TITAN**

Созданный в конце 20-го века в NASA Ames Research Center код TITAN [69] фактически является двумерной версией одномерного кода FIAT.

## **US3D**

Код US3D [70] является двумерным кодом для расчёта уноса углеродного теплозащитного материала в осесимметричной постановке.

### **1.1.3 Трёхмерные коды HERO, NIDA, PATO**

#### **Код HERO**

Код HERO является трёхмерной реализация кода ITRAC [71].

#### **Код NIDA**

Код NIDA [72] реализует полный набор математических моделей по разложению композитного материала в равновесной и неравновесной постановках.

## Код РАТО

Код РАТО [73] является программой с открытым исходным кодом, реализует математические модели по неравновесному разложению композитного материала.

## Глава 2. Метод расчёта силовых и тепловых нагрузок

Используя несопряжённый подход в рамках данной работы, сначала рассчитываются силовые нагрузки, а затем тепловые. Опишем эти методы расчёта.

### 2.1 Метод расчёта силовых нагрузок на поверхность метеорита

Для того, чтобы использовать модифицированный метод эффективной длины (п. 2.2) для расчёта тепловых нагрузок, необходимо получить распределение давления и скорости газа на внешней границе пограничного слоя, то есть решения задачи о внешнем обтекании метеороидного тела. Система уравнений Эйлера с искусственной вязкостью:

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\mathbf{f}(\mathbf{u}) - \mathbf{f}_v(\mathbf{u})) + \frac{\partial}{\partial y}(\mathbf{g}(\mathbf{u}) - \mathbf{g}_v(\mathbf{u})) + \frac{\partial}{\partial z}(\mathbf{h}(\mathbf{u}) - \mathbf{h}_v(\mathbf{u})) = 0, \quad (2.1)$$

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ u(\rho E + p) \end{bmatrix}, \mathbf{g} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho vu \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(\rho E + p) \end{bmatrix}, \mathbf{h} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho wu \\ \rho wv \\ \rho w^2 + p \\ w(\rho E + p) \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

$$\mathbf{f}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xx} + v\tau_{xy} + \\ w\tau_{xz} + q_x \end{bmatrix}, \mathbf{g}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{yx} + v\tau_{yy} + \\ w\tau_{yz} + q_y \end{bmatrix}, \mathbf{h}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{zx} + v\tau_{zy} + \\ w\tau_{zz} + q_x \end{bmatrix}, \quad (2.3)$$

$$E = \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} + \left[ H(T) - \frac{p}{\rho} \right], \quad (2.4)$$

$$p = p(\rho, T), \quad (2.5)$$



$$q_x = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x}, q_y = -\lambda \frac{\partial T}{\partial y}, q_z = -\lambda \frac{\partial T}{\partial z}, \quad (2.6)$$

$$\tau_{xx} = \mu_{AV} \left( \frac{4}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right), \quad (2.7)$$

$$\tau_{yy} = \mu_{AV} \left( \frac{4}{3} \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial w}{\partial z} \right), \quad (2.8)$$

$$\tau_{zz} = \mu_{AV} \left( \frac{4}{3} \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \frac{\partial v}{\partial y} \right), \quad (2.9)$$

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu_{AV} \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right), \tau_{xz} = \tau_{zx} = \mu_{AV} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right), \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu_{AV} \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2.10)$$

где

$t$  — время;

$\rho$  — плотность;

$u, v, w$  — компоненты вектора скорости газа  $V$ ;

$p$  — давление;

$T$  — температура;

$E$  — полная удельная энергия газа;

$H$  — удельная энтальпия газа;

$q_x, q_y, q_z$  — компоненты вектора теплового потока;

$\mu_{AV}$  — искусственная вязкость;

$\lambda$  — коэффициент теплопроводности;

Граничные условия на стекe — проскальзывание.

Уравнения Эйлера с искусственной вязкостью предлагается решать для того, чтобы обеспечить устойчивость решения в окрестности точки растекания, то есть для подавления численной неустойчивости — «корбункулов». Для этого используется искусственная вязкость, предложенная в работе [74].

Формула для коэффициента искусственной вязкости записывается следующим образом:

$$\mu_{AV} = \begin{cases} C_{AV} \rho h^2 \sqrt{(\nabla \cdot \vec{u})^2 - (C_{th} a / h)^2} & , \text{ если } \nabla \cdot \vec{u} < -C_{th} a / h; \\ 0 & , \text{ в противном случае,} \end{cases} \quad (2.11)$$

где

$u$  — вектор скорости;

$\rho$  — плотность;

$a$  — скорость звука;

$h$  — характерный размер ячейки;

$C_{AV}$  — безразмерный параметр;

$C_{th}$  — коэффициент пороговой интенсивности сжатия, ограничивающей действие искусственной вязкости только фронтом ударной волны (было выбрано  $C_{th} = 0,05$ ).

В дополнение к искусственной вязкости, предлагаемый подход подразумевает учет искусственной теплопроводности, которая рассчитывается через коэффициент

$$\lambda_{AV} = \frac{\mu_{AV} C_p}{Pr}, \quad (2.12)$$

где

$C_p$  — удельная теплоемкость при постоянном давлении;

$Pr$  — число Прандтля, полагаемое равным  $3/4$ .

Использование кода для решения задач невязкого обтекания не является проблемой в настоящее время. В рамках данной работы автор модифицировал решатель с открытым исходным кодом rhoCentralFoam [75; 76]. Модификация заключалась в добавлении искусственной вязкости.

## 2.2 Метод расчёта тепловых нагрузок на поверхность метеорита

Одним из часто используемых способов оценки аэродинамического нагрева является метод эффективной длины. Метод эффективной длины был предложен В.С. Авдуревским [77] и основан на предположении, что тепловой поток через пограничный слой определяется локальными значениями параметров газа на внешней границе пограничного слоя и толщиной пограничного слоя, а локальная толщина пограничного слоя обусловлена предысторией течения от точки растекания.

Математически метод сводится к определению тепловых потоков в точке растекания на поверхности тела и интегрированию вдоль линии тока, как схематически показано на рисунке 2.1.

Значения на внешней границе пограничного слоя являются входными параметрами расчета и могут получаться из решения уравнений Эйлера или по методу Ньютона, что и обуславливает существенно более быструю скорость получения результата по отношению к решению уравнений Навье-Стокса.

Сама поверхность области растекания может быть произвольной — сегмент сферы в процессе обтекания шара, круг на плоскости при торможении потока на плоскости, частью цилиндрической поверхности при обтекания цилиндра или другой формы.

Для расчета теплового потока в точке растекания для всех подобных геометрий предлагается использовать формулу в виде [5]:

$$\frac{\alpha}{c_p} = 0.76Pr^{-0.6}l^{0.1}\sqrt{0.5\rho_e\mu_e divU}, q_w = \frac{\alpha}{c_p}(H_e - h_w), H_e = h_\delta + \frac{1}{2}Pr^{1/2}U_\delta^2, \quad (2.13)$$

где

$\frac{\alpha}{c_p}$  — коэффициент теплообмена;

$q_w$  — конвективный тепловой поток к стенке;

$h_w$  — энтальпия на поверхности тела;

$H_e$  — адиабатическая энтальпия;

$h_\delta$  — энтальпия на внешней границе пограничного слоя;

$\rho_e, \mu_e$  — плотность и вязкость газа, рассчитанного для адиабатической энтальпии.

В методе эффективной длины, предложенном в [5], тепловой поток определяется локальными значениями параметров газа на внешней границе

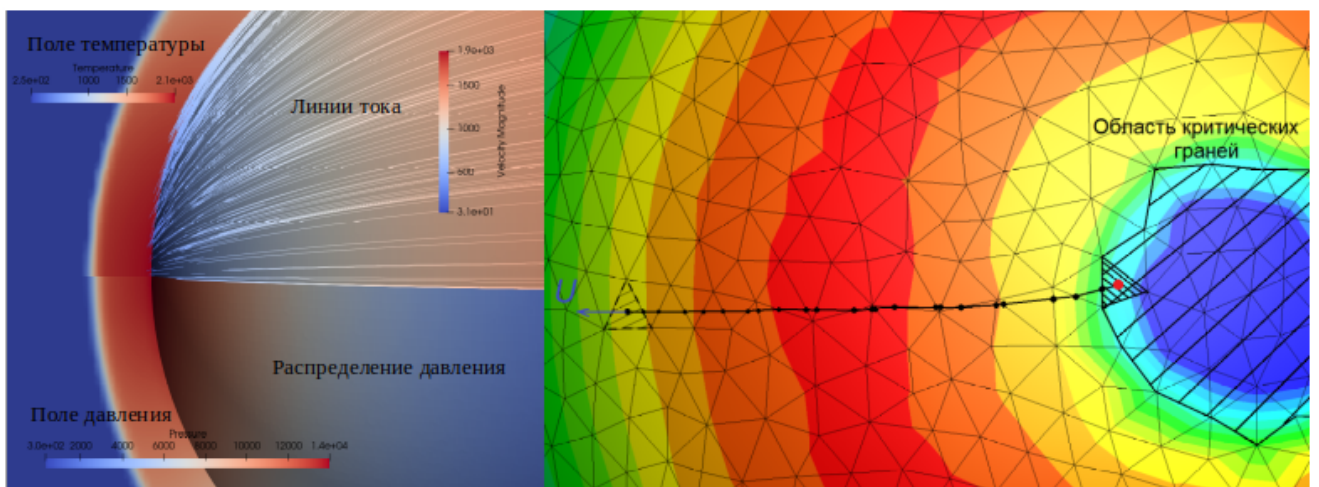


Рисунок 2.1 — Схема определения линии тока на поверхностной триангулированной сетке, предложенная в работе [78]

пограничного слоя и толщиной пограничного слоя, а локальная толщина пограничного слоя обусловлена предысторией течения от точки растекания.

Согласно этому методу, коэффициенты теплообмена вычисляется интегрированием вдоль линии тока, как показано на рис. 2.1. Ниже приведены соотношения для интегрирования:

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l = 0.332P_r^{-2/3} \left(\frac{T_\delta}{T}\right) \sqrt{\frac{\rho_\delta \mu_\delta U_\delta}{x_{efl}}}, \left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t = 0.0296P_r^{-0.6} (\rho U_\delta)^{0.8} \left(\frac{\mu}{x_{eft}}\right)^{0.2}, \quad (2.14)$$

$$x_{efl} = \frac{z}{B_l}, z_l = \int_0^S B_l dS, B_l = r_{ef}^2 \rho \mu U_\delta, \quad (2.15)$$

$$x_{eft} = \frac{z}{B_t}, z = \int_0^S B_t dS, B_t = r_{ef}^{5/4} \rho \mu^{1/4} U_\delta, \quad (2.16)$$

где

$S$  — длина дуги вдоль линии тока;

$r_{eff}$  — радиус эквивалентного осесимметричного тела;

индексами  $l$  и  $t$  обозначены параметры ламинарного и турбулентного режима течения;

В нашем случае интеграл  $z_i$  является функцией от  $S$ ,  $z_i = z_i(S)$ , и мы можем записать дифференциал  $z_i$  как

$$\frac{dz_i}{dS} = B_i, \quad (2.17)$$

Обратный переход даст:

$$\tilde{z}_l = \int_0^S B_i dS + \text{const}. \quad (2.18)$$

В нашей постановке для любой произвольной линии тока  $\text{const}=0$ , потому что на границе критической области интегралы  $z_i$  и  $\tilde{z}_i$  равны значению интеграла в критической области.

Интегрировать вдоль линии тока можно двумя способами. Первый, описанный в работе [78], предполагает вычисление линии тока в каждой ячейке до границы точки растекания. Второй способ изложен в работе [5] и основан на интегрирование по полю. Опишем подробнее второй способ вычисления интеграла.

Пусть в каждой точке пространства интегрирования любой точки  $(x, y, z)$  существует линия тока, выходящая из некоторой точки растекания. Определим  $z_i(x, y, z)$  как интеграл вдоль линии тока от точки растекания до  $(x, y, z)$ . Таким образом, мы определили функцию  $z_i$  как функцию координат  $x, y, z$  :  $z_i = z_i(x, y, z)$ .

Введем параметризацию линии тока, проходящей через точку  $(x, y, z)$ : в качестве параметра выберем длину  $S$  дуги линии тока от начала в точке растекания до рассматриваемой точки  $(x, y, z)$  <sup>1</sup>.

Если мы рассмотрим какую-либо фиксированную линию тока, то любому положительному значению параметра  $S$  мы можем поставить в соответствие некоторую точку на рассматриваемой линии тока. Таким образом, определена функция координат точки на линии тока от параметра  $S$  :  $x(S), y(S), z(S)$ .

В каждой точке на линии тока можно определить касательный вектор  $e = \frac{U}{\|U\|}$ , где  $U$  — вектор скорости потока в рассматриваемой точке. Если мы проследим за изменением  $z_i$  вдоль некоторой линии тока, то получим:

$$z_i(S) = z_i(x(S), y(S), z(S)), \quad (2.19)$$

$$\frac{dz_i}{dS} = \text{grad}(z_i) \cdot e. \quad (2.20)$$

Используя соотношение [79]:

$$\text{div}(z_i e) = \text{grad}(z_i) \cdot e + z_i \text{div}(e). \quad (2.21)$$

Получим:

$$\text{grad}(z_i) \cdot e = \text{div}(z_i e) - z_i \text{div}(e). \quad (2.22)$$

Таким образом, справедливо выражение

$$\frac{\partial z_i}{\partial S} = \text{div}(z_i e) - z_i \text{div}(e). \quad (2.23)$$

Окончательный вид уравнения в краевой задаче

$$\text{div}(z_i e) - z_i \text{div}(e) = B_i. \quad (2.24)$$

Аналогичный подход может быть применен при решении уравнения для эффективного радиуса:

---

<sup>1</sup>Такая параметризация называется «натуральной» [79]

$$\frac{\partial \ln(r_{eff})}{\partial S} = \text{div}(e). \quad (2.25)$$

Повторяя рассуждения, приведенные выше, задача поиска  $\ln(r_{eff})$  эквивалентна краевой задаче с уравнением

$$\text{div}(\ln(r_{eff}) \cdot e) - \ln(r_{eff}) \cdot \text{div}(e) = \text{div}(e). \quad (2.26)$$

Интегрирование по полю имеет важное преимущество перед интегрированием вдоль линии тока. При реализации алгоритма нет необходимости следить за линией тока, что в общем случае, с учетом сложной конфигурации возможной картины течения и произвольной поверхностной сетке, может быть затруднительно.

Поверхность метеорита может быть «некачественной», с выбоинами и впадинами произвольной формы и вычисление линии тока необходимо проводить с учетом возможных завихрений линий, локальных стоков и источников, их комбинации и т.д., что усложняет алгоритм определения линии тока. Например в работе [78] показан алгоритм слежения за линией тока, но он реализован на ячейках поверхности треугольной формы.

Еще одним важным преимуществом интегрирования по полю является «сквозной» характер счета, который не требует специальной алгоритмической обработки произвольного количества критических точек: после определения их местоположения по критерию  $U < 0.05U_{max}$ ,  $\text{div}(e) > 0$ , на основании общего алгоритма вычисляются значения теплового потока и значения  $z_i$  в критической области и в остальной области интегрирования.

Итак, используя второй подход, мы обеспечиваем сквозной расчет с учетом множества критических областей и различных форм поверхностных ячеек.

Метод эффективной длины имеет ограничение — он не может применяться в областях, где пограничный слой разрушается. Например, в течении перед уступом, в донной области.

Однако на практике оценка теплового потока нужна в теплонапряженных местах — областях в районе точки растекания, присоединения ударных волн.

Таким образом, требования по устойчивости к методу можно сформулировать следующим образом: расчет методом эффективной длины должен давать результат на теплонапряженных участках и оставаться устойчивым в местах, где он не дает корректного результата.

### Численный метод и обеспечение устойчивости счёта

Предполагается, что есть неструктурированная сетка, построена на некачественной поверхности. В каждой ячейке заданы параметрами внешнего обтекания: скорость  $U$ , давление  $p$ , температура  $T$ . Для обеспечения устойчивости счёта предлагается следующий вычислительный алгоритм:

- 1) выделение критической области;
- 2) вычисление значений основных величин в критической области с помощью аналитических соотношений;
- 3) вычисление эффективного радиуса тела в каждой ячейке;
- 4) интегрирование по полю с заданными граничными условиями.

Рассмотрим подробнее все этапы алгоритма.

#### 1. Выделение критической области

На данном этапе необходимо выделить точку растекания и прилегающую к ней область. Для этого используется набор критериев:

1.  $\|U_i\| < \alpha \cdot \max_i \|U_i\|$
2.  $p_i > \alpha \cdot \max_i(p_i)$
3.  $\operatorname{div} e_i > 0, e_i = \frac{\vec{U}_i}{\|U_i\|}$

где  $\alpha \in (0,1)$ . В рассматриваемой реализации  $\alpha = 0.1$

Таким образом, ячейки сетки, удовлетворяющие всем критериям, формируют критическую область. Здесь и далее нижний индекс  $i$  у величин будет означать, что используется значение величины в ячейке, соответствующей данному индексу.

#### 2. Вычисление значений основных величин в критической области

На данном этапе вычисляются значения величин коэффициента теплообмена  $z_l, z_t, z_{ref}$  в критической области. Для вычисления  $z_{ref}$  используется формула

$$r_{eff} = \|r_i - R_0\|, R_0 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N r_i, \quad (2.27)$$

где:

$r_i$  - радиус вектор центра ячейки на границе критической области;

$R_0$  - геометрический центр области растекания.

Для вычисления  $z_l$  нужно вычислить значение  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l$  при помощи формулы (2.28), которая справедлива в точке растекания. Далее нужно выразить  $z_l$  через  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l$  соотношение (2.29) и подставить значение  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l$

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l = 0.332 \cdot \text{Pr}^{-\frac{2}{3}} \cdot \sqrt{2c\rho\mu}, c = \text{div}(U), \quad (2.28)$$

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l = \frac{0.332 \cdot \text{Pr}^{-\frac{2}{3}} \cdot r_{eff} \cdot \rho \cdot \mu \cdot \|U\|}{\sqrt{z_l}} \Rightarrow z_l = \left( \frac{0.332 \cdot \text{Pr}^{-\frac{2}{3}} \cdot r_{eff} \cdot \rho \cdot \mu \cdot \|U\|}{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_l} \right)^2. \quad (2.29)$$

Заметим, что в точке растекания  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t = 0$ , поэтому не получится вычислить  $z_t$  так же, как и  $z_l$  (если, как и выше, выразить  $z_t$  через  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t$ , то  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t$  будет в знаменателе). Поэтому используем другую схему вычисления. Запишем исходное выражение для  $z_t$ :

$$z_t = \int_0^S r_{eff}^{\frac{5}{4}} \rho_* \mu_*^{\frac{1}{4}} \|U\| \partial S. \quad (2.30)$$

Сделаем следующее допущение: линейные размеры области растекания достаточно малы, так что эту область на поверхности тела можно считать плоской.

Кроме того, пренебрежем в области растекания кривизной линий тока: будем считать, что они являются отрезками, выходящими из центра точки области растекания. Из данных допущений следует, что в области растекания и на ее границе  $S \approx r_{eff}$ . Таким образом, можно положить

$$r_{eff} \approx S, \quad (2.31)$$

$$r_{eff}^{\frac{5}{4}} \approx S^{\frac{5}{4}}. \quad (2.32)$$

Далее разложим остальные подынтегральные множители (формула (2.30)) в ряд Маклорена по переменной  $S$  для некоторой фиксированной линии тока:

$$\rho_*(S) = \rho_*(0) + \frac{\partial \rho_*}{\partial S}(0) \cdot S + \dots = \rho_{*0} + \frac{\partial \rho_*}{\partial S}(0) \cdot S + \dots, \quad (2.33)$$

$$\mu_*^{\frac{1}{4}}(0) + \frac{1}{4} \mu_*^{\frac{-3}{4}}(0) \frac{\partial \mu_*}{\partial S}(0) \cdot S + \dots = \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} + \frac{1}{4} \mu_{*0}^{\frac{-3}{4}} \frac{\partial \mu_*}{\partial S}(0) \cdot S + \dots, \quad (2.34)$$



$$U(S) = U(0) + \frac{\partial U}{\partial S}(0) \cdot S + \dots = \frac{\partial U}{\partial S}(0) \cdot S = c \cdot S + \dots, c = \frac{\partial U}{\partial S}(0). \quad (2.35)$$

В формулах (2.33), (2.34)  $\rho_{*0}$   $\mu_{*0}$  — значения соответствующих величин в точке растекания (в точке растекания  $S = 0$ , это начало линий тока). В формуле (2.35)  $U = ||U||$  и учтено, что в точке растекания скорость равна нулю:  $U(0) = 0$ . Подставим выражения (2.32), (2.33), (2.34), (2.35) в (2.30) и оставим только члены при наименьшей степени переменной  $S$  (для этого достаточно в выражениях (2.33), (2.34), (2.35) оставить только первые ненулевые члены ряда<sup>2</sup>). Получим приближенное равенство (2.36) (в нем переменная интегрирования обозначена как «х»). Чем меньше линейные размеры области растекания, тем точнее данная приближенная формула.

$$z_t \approx \int_0^S x^{\frac{5}{4}} \rho_{*0} \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} c x dx = \int_0^S x^{\frac{9}{4}} \rho_{*0} \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} c dx. \quad (2.36)$$

Проинтегрируем правую часть (2.36) и получим (2.37)

$$z_t \approx \frac{4}{13} S^{\frac{13}{4}} \rho_{*0} \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} c. \quad (2.37)$$

Далее (используя (2.31) ) в выражении (2.37) заменим  $S$  на  $r_{eff}$  и получим (2.38)

$$z_t \approx \frac{4}{13} r_{eff}^{\frac{13}{4}} \rho_{*0} \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} c. \quad (2.38)$$

Формула (2.38) используется для вычисления  $z_t$  в области растекания. После вычисления значения  $z_t$  необходимо вычислить значение  $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t$  по формуле

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_t = 0.0296 \text{Pr}^{-0.6} \frac{r_{eff}^{\frac{1}{4}} \rho_{*0} \mu_{*0}^{\frac{1}{4}} U}{z_t^{\frac{1}{5}}}. \quad (2.39)$$

Параметры с индексом \* рассчитываются по определяющей энтальпии.

При выводе формулы (2.39) были использованы разложения (2.33), (2.34), (2.35), записанные для некоторой фиксированной линии тока.

При этом формула (2.39) используется для вычисления в произвольной точке на границе области растекания с одинаковыми коэффициентами  $\rho_{*0}$ ,  $\mu_{*0}$ , независимо от линии тока. Приведем обоснование данного подхода.

<sup>2</sup>Заметим, что, в силу сделанных предположений, выражение (2.32) есть первый ненулевой член ряда Маклорена эффективного радиуса

По определению величины  $\rho_{*0}, \mu_{*0}$ , равны величинам  $\rho_*, \mu_*$  в начале линии тока, которая соответствует значению  $S = 0$ .

Так как все линии тока начинаются в одной точке (в точке растекания), то величины  $\rho_{*0}, \mu_{*0}$  для всех линий тока совпадают и равны значениям величин  $\rho_*, \mu_*$  в точке растекания.

Значение коэффициента  $\nu$  можно использовать одно и то же для всех линий тока для трёхмерной точки растекания с двумя плоскостями симметрии, как принято в данной работе.

В более общем случае необходимо учитывать различную кривизну поверхности [5].

### 3. Вычисление эффективного радиуса тела в каждой ячейке

На данном этапе производится численное решение дискретизованного уравнения методом релаксации. Опишем процесс дискретизации и метод решения. Дискретизация производится с помощью метода конечного объема. Рассмотрим метод дискретизации для каждого члена уравнения.

1.  $\text{div}(\ln(r_{eff}) \cdot e)$  аппроксимируется неявно. Используется противопоточная схема 1-го порядка точности по пространству или схема 2-го порядка точности по пространству. Для вычисления  $e$  на гранях используется линейная интерполяция.

2.  $\ln(r_{eff}) \cdot \text{div}(e)$  аппроксимируется явно. Используется значение  $\ln(r_{eff})$ , полученное на предыдущем шаге по времени.

3.  $\text{div}(e)$  аппроксимируется явно. Данное слагаемое не зависит от времени и искомых величин. В ячейках критической области значение  $\ln(r_{eff})$  фиксируются.

Для устойчивости алгоритма в левую часть уравнения (2.26) добавляется вязкий член  $\Delta(Ds \cdot \ln(r_{eff}))$ , где  $Ds$  — искусственная вязкость. Таким образом, уравнение (2.26) при добавлении вязкого члена при решении методом релаксации примет вид

$$\frac{\partial \ln(r_{eff})}{\partial t} + \text{div}(\ln(r_{eff}) \cdot e) - \Delta(Ds \cdot \ln(r_{eff})) = \text{div}(e) + \ln(r_{eff}) \cdot \text{div}(e). \quad (2.40)$$

### 4. Решение уравнения (2.24) с заданными граничными условиями

На данном этапе производится численное решение дискретизованного уравнения (2.24) методом релаксации. Опишем процесс дискретизации и метод решения.

Дискретизация производится с помощью метода конечного объема. Рассмотрим метод дискретизации для каждого члена уравнения:

1)  $\text{div}(z_i e)$  аппроксимируется неявно. Используется противопоточная схема 1-го порядка точности по пространству или схема 2-го порядка точности по пространству. Для вычисления  $e$  на гранях используется линейная интерполяция;

2)  $z_i \text{div}(e)$  аппроксимируется явно. Используется значение  $z_i$ , полученное на предыдущем шаге по времени;

3)  $B_i$  аппроксимируется явно. Данное слагаемое не зависит от времени и искомых величин.

В ячейках критической области значение  $z_i$  фиксируются. Для устойчивости алгоритма в левую часть уравнения (2.40) добавляется вязкий член  $\Delta(Ds \cdot z_i)$ , где  $Ds$  — искусственная вязкость. Таким образом, уравнение (2.40) при добавлении вязкого члена при решении методом релаксации примет вид

$$\frac{\partial z_i}{\partial t} + \text{div}(z_i e) - \Delta(Ds \cdot z_i) = B_i + z_i \cdot \text{div}(e). \quad (2.41)$$

При численном решении уравнения (2.41) на каждой итерации проверяются значения  $z_i$  во всех ячейках. Если в какой-либо ячейке вне области растекания значение  $z_i$  меньше максимального в области растекания значения  $\max_{stag} z_i$ , то в этой ячейке устанавливается  $z_i = \max_{stag} z_i$ .

### 2.3 Валидация расчёта тепловых нагрузок

Для валидации метода выбраны два типа экспериментальных данных — обтекание сферы и обтекание цилиндра с различным радиусом закругленной кромки.

Первый валидационный тест покажет адекватность расчета тепловых потоков на затупленных по сфере телах, таких как метеороидное тело, а второй тест покажет возможности метода для расчёта рёбер и углов на поверхности.

Сравнение для сферы проведено с расчетами из [11]. Сфера радиуса  $R = 1$  м помещена в сверхзвуковой поток. Давление  $P = 300$  Па, температура = 250 К, молярная масса газа = 0.029 кг/моль (параметры атмосферы на высоте 40 км, число Маха 6 [14]).

В расчетах принималась температура стенки  $T_w = 300$  К. Результаты расчета приведены на рис. 2.2 и 2.3 — ламинарные и турбулентные тепловые потоки соответственно. На рисунках представлены зависимость теплового потока от угла на сфере.

Приведены результаты нескольких расчетов — для разных характерных размеров ячеек, для схем первого и второго порядка аппроксимации конвективного члена. Коэффициент  $k$  определяется как отношение характерного размера ячейки к радиусу сферы.

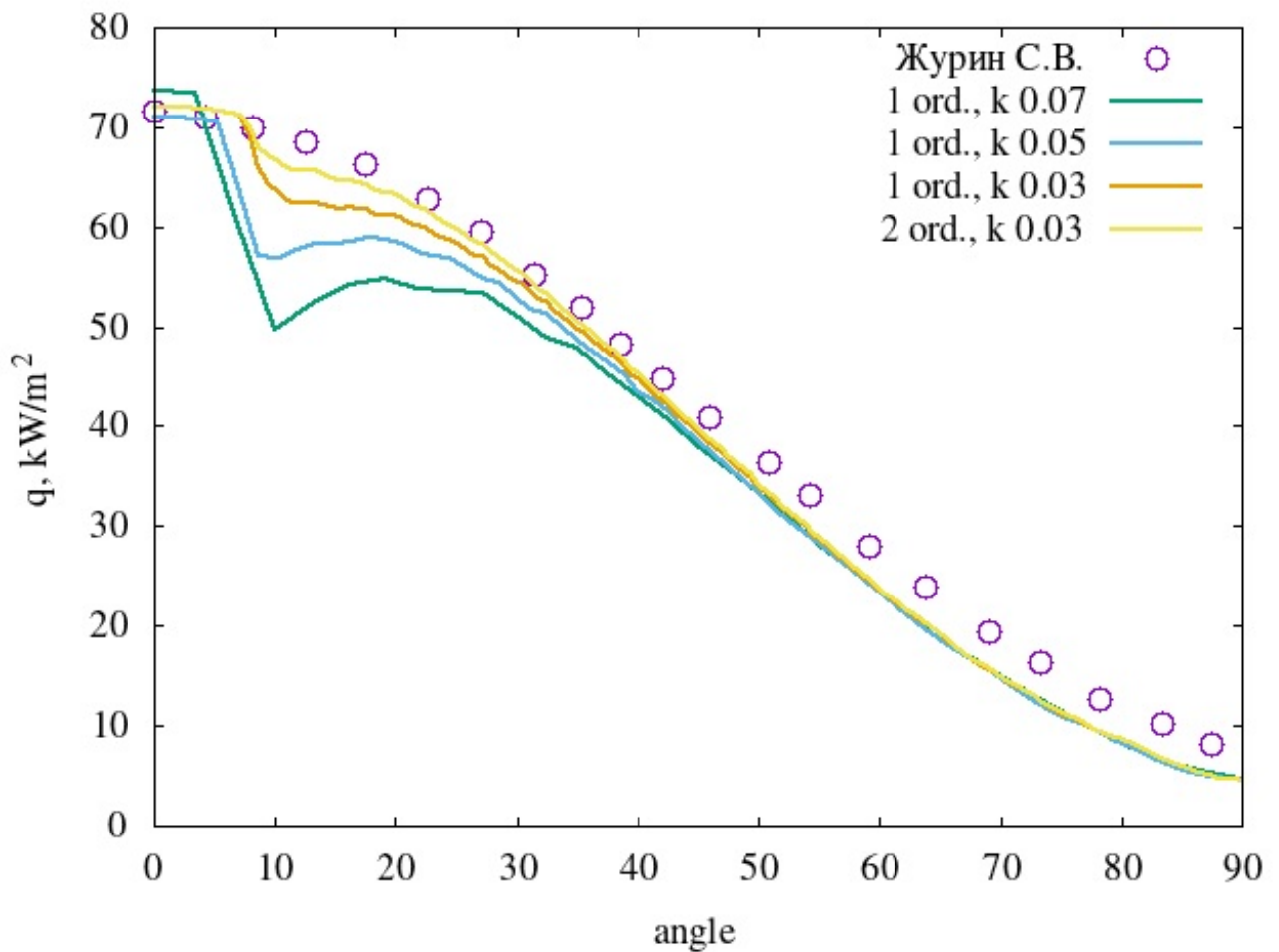


Рисунок 2.2 — Распределение ламинарного теплового потока на сфере радиуса 1 м в зависимости от характерного размера ячеек для первого и второго порядка аппроксимации конвективного члена. Сравнение с данными из работы [80]

Для валидационного расчета теплового потока на ребре цилиндра экспериментальные данные взяты из работы [15], цилиндр с затупленными кромками различного радиуса помещен в сверхзвуковой поток.

Расчет проводился в трехмерной постановке: трехмерная модель цилиндра была помещена в набегающий поток.

Параметры набегающего потока: число Маха 10.5, давление и температура в форкамере соответственно 123 атм и 1160 К. Результаты расчетов для разных радиусов скругления приведены на рис. 2.4. Расчеты проведены со вторым порядком аппроксимации конвективного члена с коэффициентом  $k = 0,02$ . Здесь  $k$  — отношение характерного размера ячейки к радиусу цилиндра.

На рисунке 2.2 представлены результаты расчета ламинарного теплового потока на сфере в трехмерной постановке.

Видно, что при уменьшении характерного размера ячеек качество решения в окрестности точки растекания улучшается.

Качество решения также повышается при увеличении порядка аппроксимации конвективного члена.

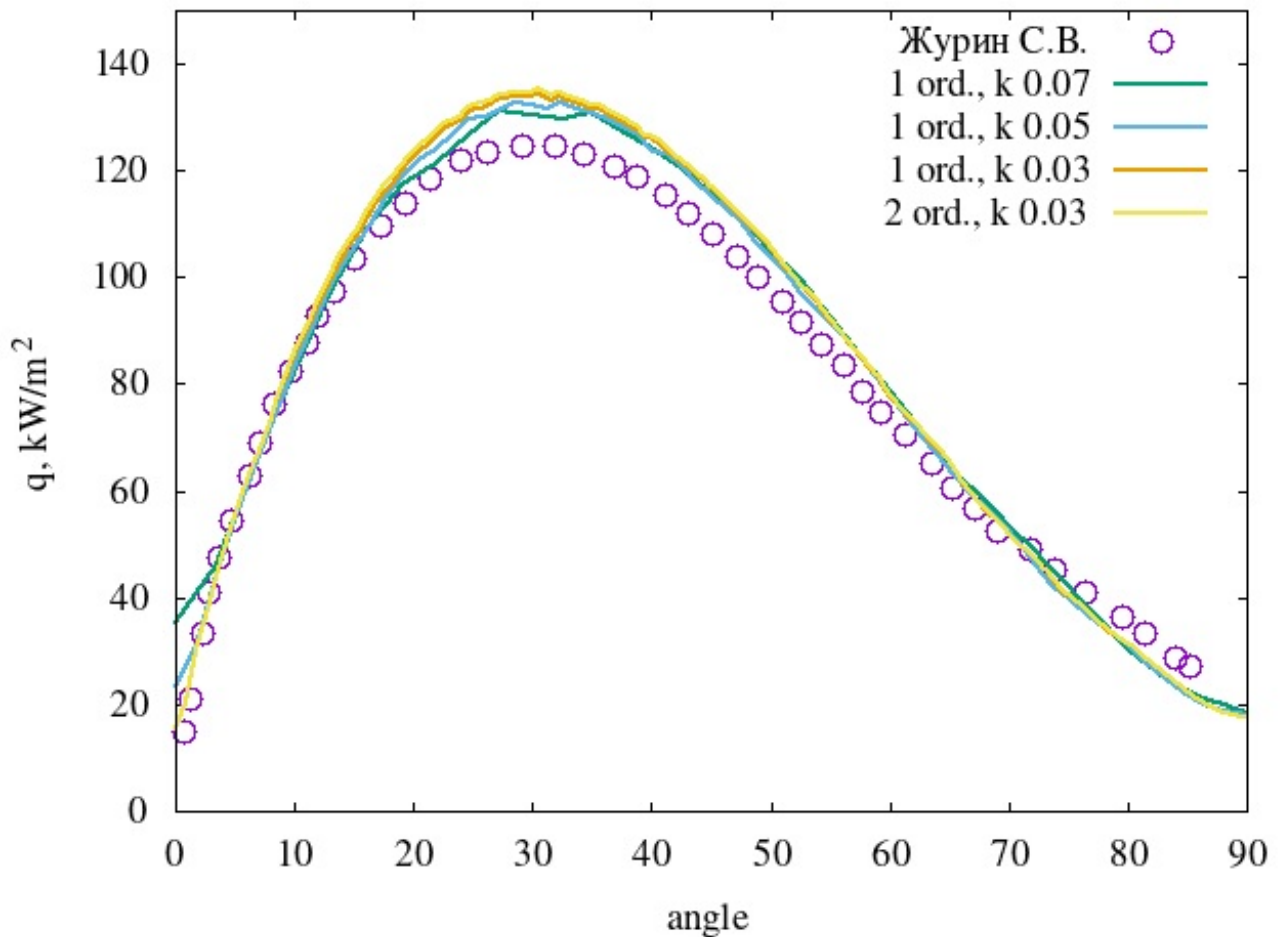


Рисунок 2.3 — Распределение турбулентного теплового потока на сфере радиуса 1 м в зависимости от характерного размера ячеек для первого и второго порядка аппроксимации конвективного члена. Сравнение с данными из работы [80]

Для интегрирования вдоль линии тока подобный эффект подробно исследован в работе [11], нам остается заметить, что и модифицированный метод эффективной длины имеет сходные свойства.

На рисунке 2.3 представлены результаты расчета турбулентного теплового потока на сфере в зависимости от характерного размера ячеек. Из рисунка видно, что качество решения не сильно зависит от размера ячеек и порядка аппроксимации конвективного члена.

Существуют методы повышающие качества решения при учете таких факторов как неоднородность потока и ненулевая толщина пограничного слоя [81].

Однако при современных вычислительных возможностях более точное решения предпочтительнее получать из решения уравнений Навье-Стокса, а модифицированный метод эффективной длины использовать в ситуациях, когда скорость расчета становится критичной, например при траекторных расчетах, где тепловой расчет становится массовой операцией.

На рисунке 2.4 показаны результаты расчета теплового потока для цилиндра с закругленными кромками для разных значений радиуса скругления.

Видно, что в окрестности точки растекания распределение теплового потока отклоняется от экспериментальных и довольно хорошо моделирует тепловой поток на кромках.

В целом можно сказать, что и на сфере, и на цилиндре со скругленными кромками можно оценивать тепловые потоки и точностью до 20% при значении коэффициента  $k = 0.03$  и использования второго порядка аппроксимации конвективного члена.

Показано, что при уменьшении характерного размера ячеек (то есть повышении их числа и, соответственно, увеличении ресурсозатратности вычислений) можно повысить качество расчета ламинарного теплового потока в окрестности критической точки.

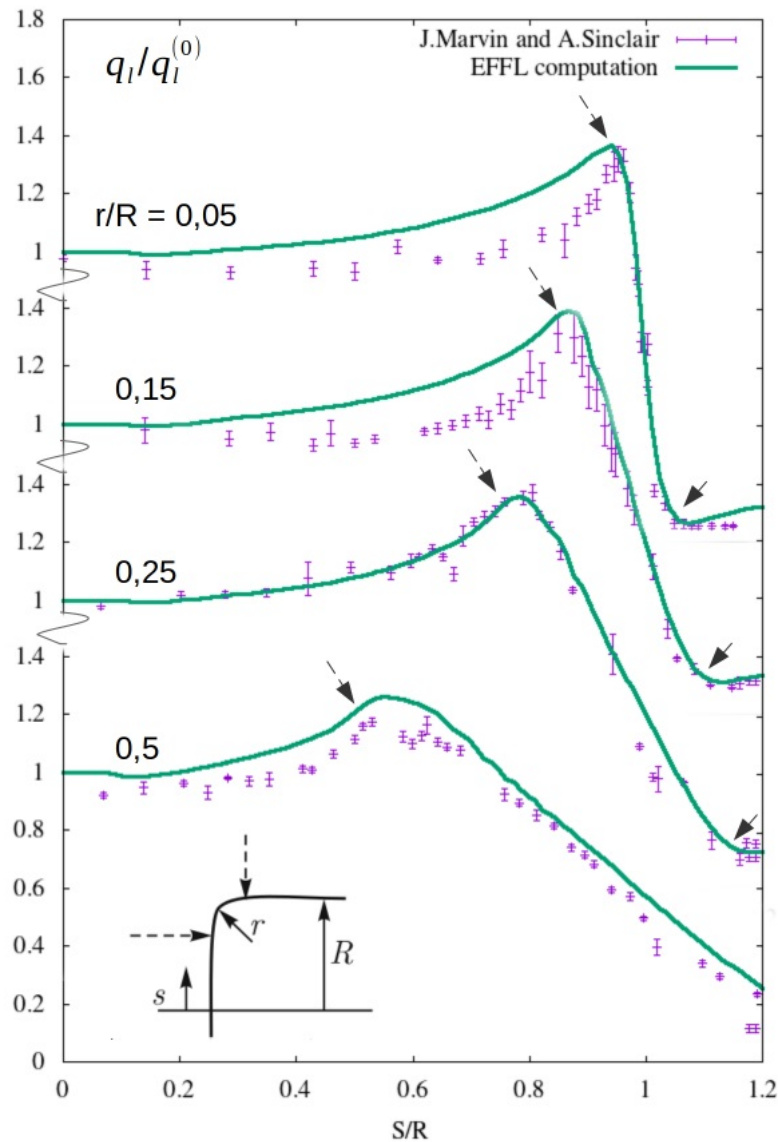


Рисунок 2.4 — Распределение ламинарных тепловых потоков по диску со скругленными угловыми точками [15]. Стрелки — начало и конец скругления

## 2.4 Расчёт теплового потока на теле метеоритной формы в трёхмерной постановке

Для демонстрации устойчивой работы метода проведен расчет тела сложной геометрии, в которой присутствуют несколько точек растекания, впадины, выщерблены, выпуклости и т.п.

Форма сложного метеороидного тела показана на рис. 2.5. Параметры внешнего набегающего потока: число  $M=10.5$ , давление и температура соответственно 123 атм и 1160 К.



Результаты расчета ламинарного и турбулентного теплового потока представлены на рис. 2.6 и 2.7.

Количество ячеек в расчетной сетке было около 15 тыс., расчет проводился со вторым порядком аппроксимации конвективного члена по пространству, время расчета на 1 ядре процессора Intel® Xeon® E5530 2.4 GHz составило примерно 2 минуты.

На рис 2.6 можно увидеть завышение ламинарного теплового потока в критической точке, как показано выше, происходит это от недостаточного разрешения области растекания.

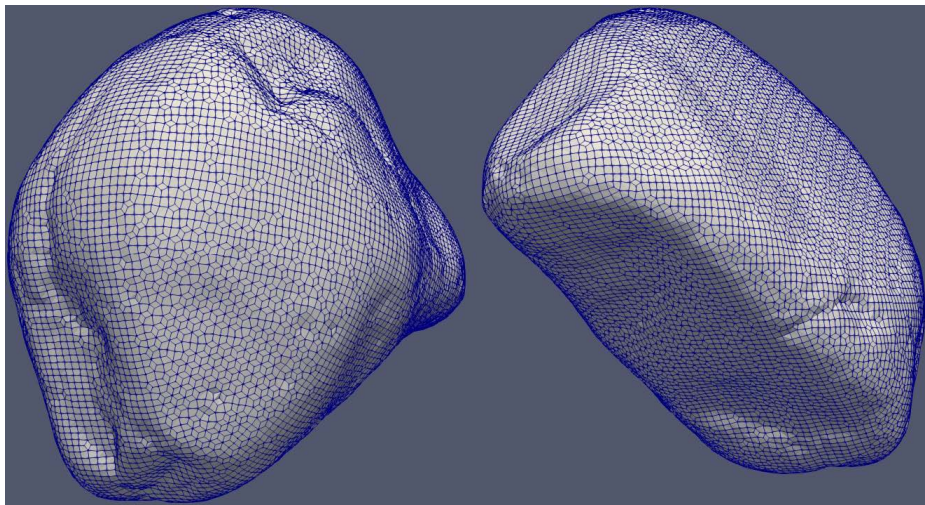


Рисунок 2.5 — Форма сложного метеороидного тела и картина течения

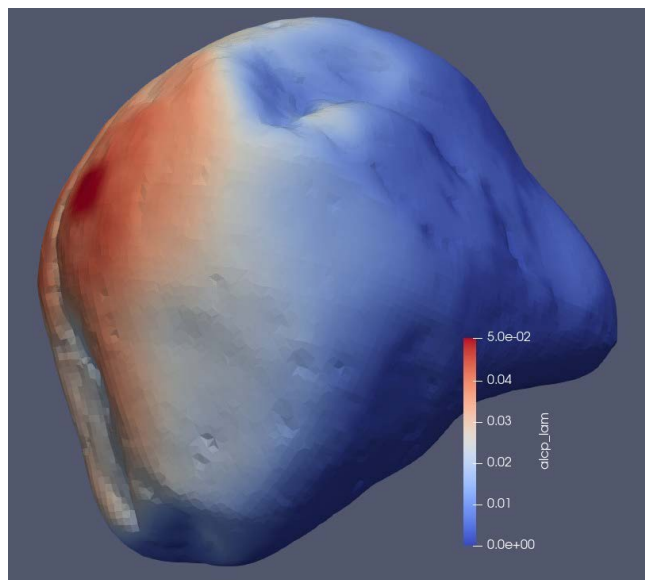


Рисунок 2.6 — Распределение ламинарного коэффициента теплообмена по поверхности сложного метеороидного тела



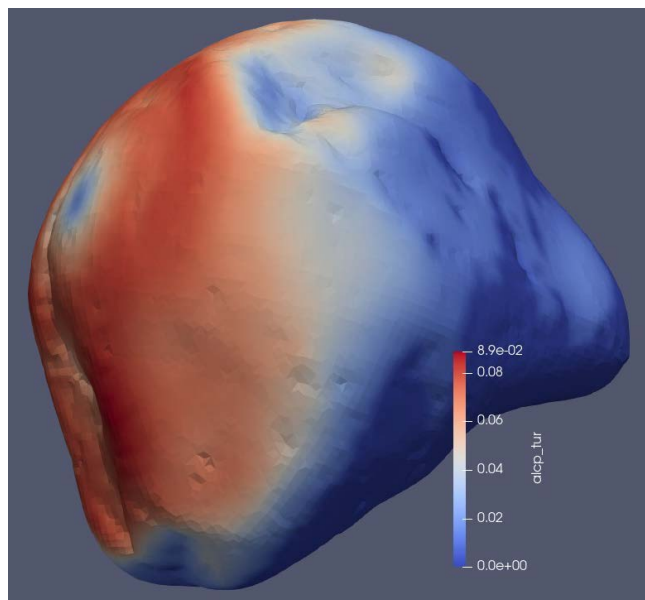


Рисунок 2.7 — Распределение турбулентного коэффициента теплообмена по поверхности сложного метеороидного тела

## 2.5 Расчёт теплового потока на сложном теле в трёхмерной постановке

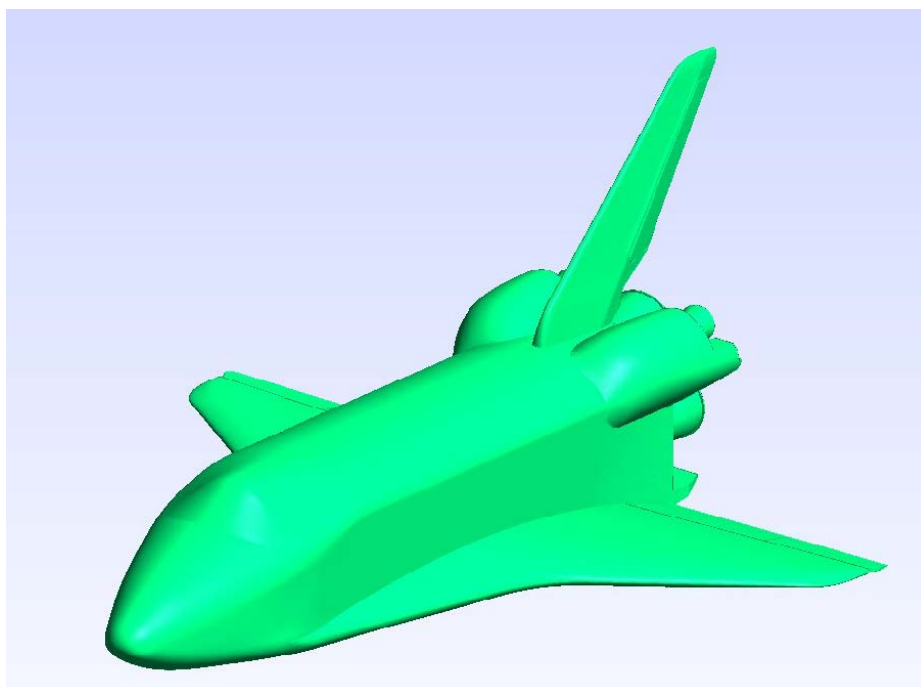


Рисунок 2.8 — Внешний вид модели «Шаттл»

Для иллюстрации возможностей модифицированного метода приведём расчёт на сложном теле с частями разного характерного размера — большого обтекателя, тонких кромок и сложной донной области.

В качестве объекта выбрана модель Шаттла [82]. Модель имеет разномасштабные элементы, что показано ниже, на рисунках 2.8 и 2.9.

Для данного объекта в работе содержатся экспериментальные данные и можно провести сравнение результатов расчёта с экспериментом, при этом показав устойчивость работы модифицированного метода эффективной длины на сложной геометрии.

Исследуемая модель имеет разномасштабные элементы в донной области, что показано ниже, на рисунке 2.8.

Расчёт проводился для режима движение со скоростью  $M=9.15$ , давление и температура набегающего потока  $100 \text{ Н/м}^2$  и  $260 \text{ К}$  соответственно, угол атаки  $34.8^\circ$ .

На рисунке 2.10 представлена расчётная сетка. Расчётная сетка адаптирована к решению, чтобы точнее разрешать ударную волну.

На рисунке 2.11 представлена картина течения. Расчёт проводился с помощью решателя rhoCentralFoam с искусственной вязкостью для подавления численной неустойчивости «корбункул» [74]. Расчёт проводился в трёхмерной постановке, на поверхности модели поставлены граничные условия проскальзывания.

На рисунке 2.12 показаны линии тока в донной области. Расчёт течения в донной области в невязкой постановке не может дать верный результат по

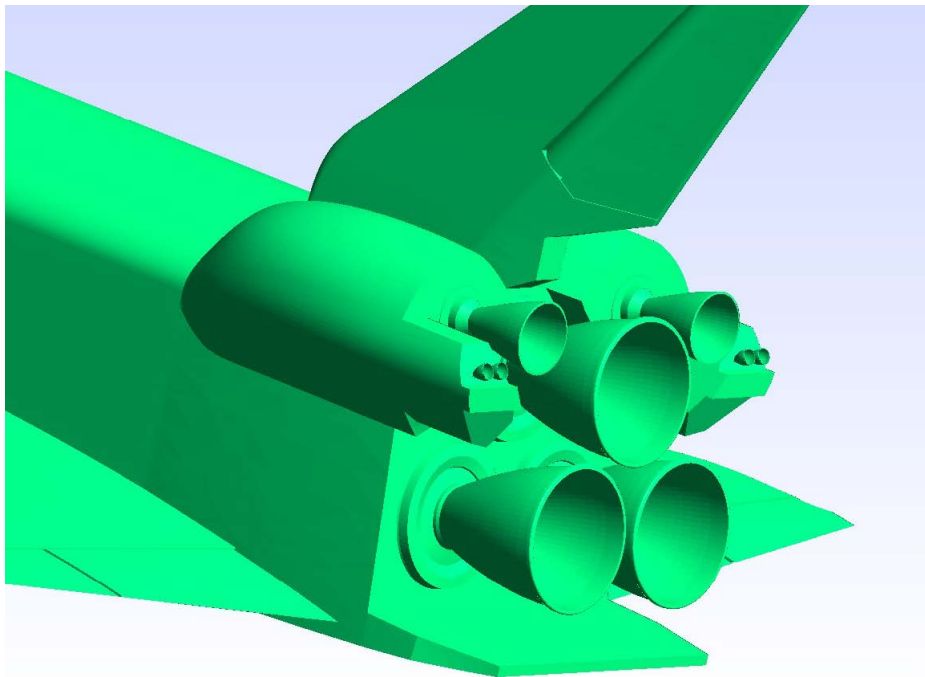


Рисунок 2.9 — Сложная форма донной области модели «Шаттл»

параметрам течения. Тем более метод эффективной длины не даст правильных результатов, потому что в этих областях в реальности происходит распад пограничного слоя, появляются вихри.

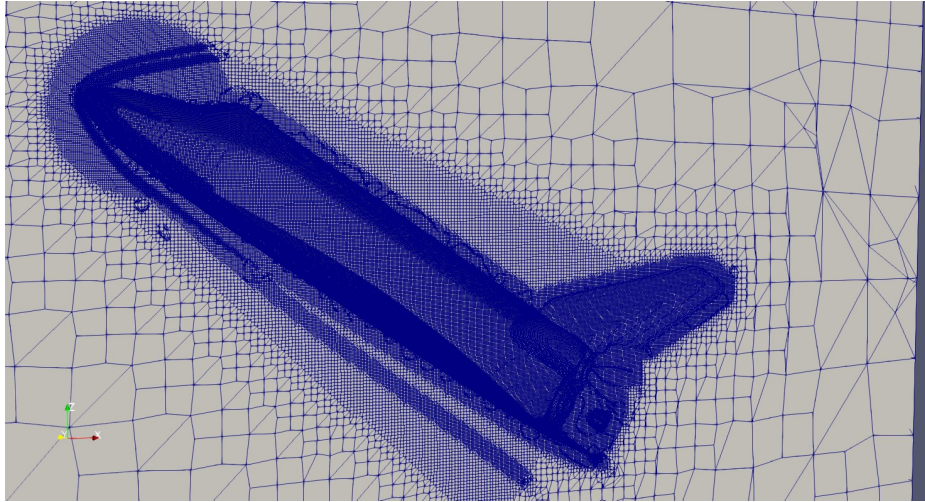


Рисунок 2.10 — Расчётная сетка для модели «Шаттла» из работы [82]

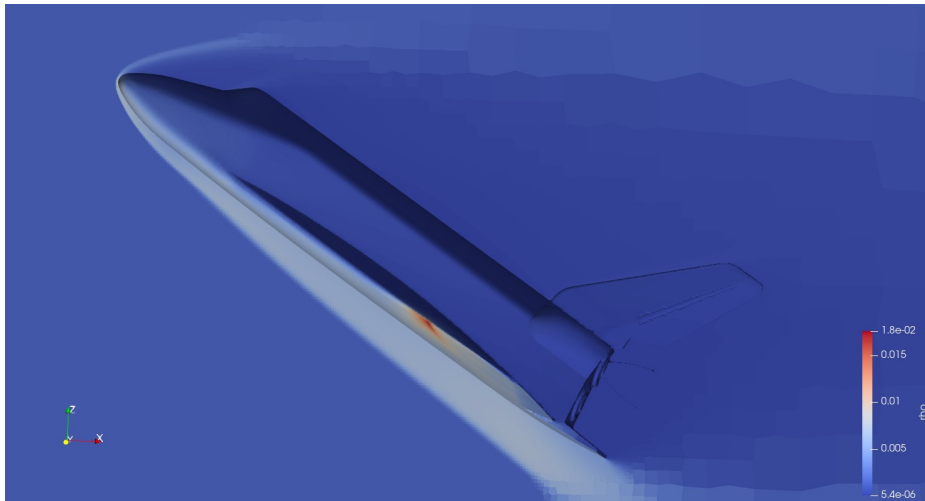


Рисунок 2.11 — Картина течения для модели «Шаттла»

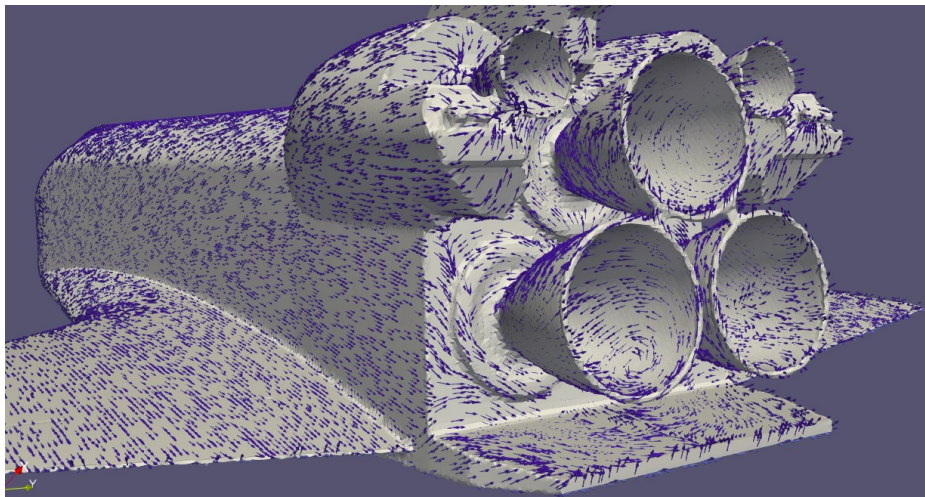


Рисунок 2.12 — Линии тока на поверхности модели в донной области

В данном случае мы демонстрируем устойчивость работы модифицированного метода эффективной длины, который, хоть и не даёт верного результата, но не требует специально обрабатывать эти области течения.

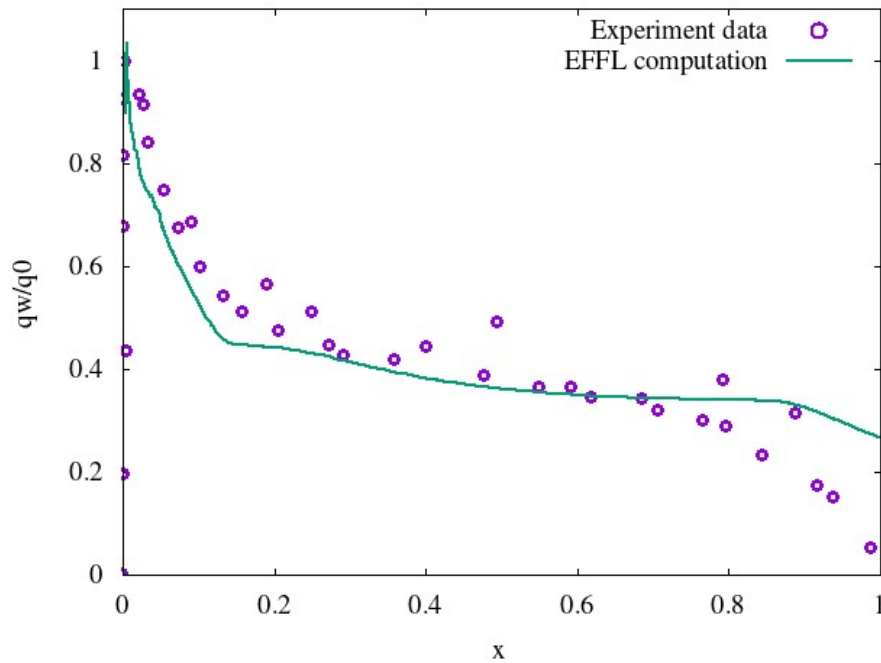


Рисунок 2.13 — Сравнение результатов расчёта модифицированным методом эффективной длины с экспериментальными данными

На рисунке 2.13 предоставлено сравнение результатов расчёта теплового потока модифицированным методом эффективной длины с экспериментальными данными из работы [82]. Значения приведены для линии оси симметрии модели с наветренной стороны.

Результаты расчёта показывают удовлетворительное совпадение с результатами эксперимента в той части модели, где метод эффективной длины применим — с наветренной стороны, где нет деградации пограничного слоя.

С другой стороны, метод устойчиво работает в тех зонах, где он не должен давать корректного результата — в данном случае в донной области.

Особенности реализации модифицированного метода и его устойчивость позволяет специально не заботиться о построении расчётной области, чем обеспечивает «сквозной» расчёт тепловых потоков.

Это качество удобно при автоматическом построении расчётных сеток, без специальной обработки или доработки расчётных сеток и позволяет без дополнительных усилий использовать решатель в составе программных комплексов.

Продемонстрированы результаты валидационных расчетов на типовых геометриях, которые показали удовлетворительное совпадение с эталонными.

## 2.6 Выводы

По итогам второй главы получены следующие результаты: представлен модифицированный метод эффективной длины.

Отличительной особенностью метода является работоспособность на некачественных геометриях поверхности обтекаемого тела.

Входными данными для расчета являются поля внешнего невязкого обтекания, которые могут быть получены любым внешним решателем.

## Глава 3. Метод расчёта уноса и прогрева в трёхмерной постановке

### 3.1 Расчёт прогрева и изменения формы

Расчёт прогрева конструкции с уносимой теплозащитой проводился на подвижных сетках, поэтому в уравнении теплопроводности появляется дополнительный конвективный член:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{\rho c} \nabla(\lambda \nabla T) - \mathbf{V}_m \cdot \nabla T, \quad (3.1)$$

здесь  $T$  – температура,  $\lambda$  коэффициент теплопроводности,  $\rho$  плотность материала,  $c$  – теплоёмкость,  $\mathbf{V}_m$  – вектор скорости движения расчётной сетки. На внешней границе задаются граничные условия второго рода:

$$\nabla T = -\frac{q_l}{\lambda}. \quad (3.2)$$

Величина  $q_l$ , то есть тепловой поток, идущий на прогрев материала, рассчитывается из уравнения баланса энергии на границе [13].

Условие сохранения энергии на границе теплозащитного материала складывается из баланса подведённого извне конвективного теплового потока, который расходуется на прогрев, разрушение и излучение с поверхности:

$$q_c = \dot{m} \Delta Q_{des} + \varepsilon \sigma T_w^4 + q_l, \quad (3.3)$$

здесь

$q_c$  — конвективный тепловой поток с учётом вдува,

$\dot{m}$  (кг/м<sup>2</sup>сек) — массовая скорость уноса поверхности,

$\Delta Q_{des}$  — теплота разрушения теплозащитного материала,

$\varepsilon \sigma T_w^4$  — лучистый поток поверхности материала,

$T_w$  — температура стенки. Для расчёта скорости уноса используется равновесная модель разрушения графита [28]. Для учёта влияния вдува на теплообмен были использованы соотношения [5]

$$\frac{q_{wl}}{q_{wl}^0} = 1 - 0.68B' + 0.66B'^2, B' = \frac{\dot{m}}{\alpha_l^0/c_p} \quad (3.4)$$



для ламинарного теплообмена и

$$\frac{q_{w_t}}{q_{w_t}^0} = \sqrt{1 + \frac{1}{4}B'^2} - \frac{1}{2}B', \quad B' = \frac{\dot{m}}{\alpha_t^0/c_p} \quad (3.5)$$

для турбулентного теплообмена.

Здесь

$\alpha^0/c_p$  — турбулентный и ламинарный коэффициенты теплообмена на непроницаемой поверхности,

$B'$  — безразмерная скорость уноса.

*Граничные условия и входные параметры расчёта*

В уравнение баланса энергии (3.3) входит член связанный с энергией разрушения материала, коэффициент теплообмена, энергия излучения с поверхности, что при температурах разрушения метеорита является очень значимым фактором.

Энергия разрушения материала определяется теплотой образования газовой фазы, равной энтальпии газовой смеси на поверхности материала и массовым расходом  $\dot{m}$ . Коэффициент теплообмена зависит от безразмерной скорости уноса.

Таким, образом, для расчёта прогрева материала, с одной стороны, необходимо задавать теплофизические свойства разрушаемого метеоритного материала — теплопроводность, теплоёмкость и степень черноты, которые зависят от температуры [13].

С другой стороны, для разрешения уравнения баланса энергии на границе необходимо определять массовый расход на поверхности материала, энтальпию газовой смеси. Массовый расход также определяет изменение геометрии, то есть изменение формы метеоритного тела:

$D = \dot{m}/\rho$ , здесь  $D$  — скорость движения поверхности,

$\rho$  — плотность материала метеороидного тела.

Конвективный тепловой поток  $q_c$  рассчитывается по формуле:

$q_l = \frac{\alpha}{c_p}(H - h_w)$ , здесь  $\frac{\alpha}{c_p}$  - коэффициент теплообмена,

$H$  — полная энтальпия на внешней границе пограничного слоя,

$h_w$  — энтальпия смеси газов на поверхности метеороидного тела.

В работе [1] указано, что при движении метеороидного тела в атмосфере температуры и давление очень значительны, что позволяет моделировать унос поверхности метеороидного тела в равновесной постановке.

Это означает, что в данной равновесной постановке массовый расход материала метеорита и энтальпия смеси на поверхности зависит от двух параметров — давления и температуры.

Таким образом, в равновесной постановке входными параметрами для расчёта баланса энергии на границе являются: коэффициент теплообмена, давление, температура и модель разрушения материала, представляющая собой двумерную таблицу зависимости безразмерной скорости уноса  $B'$  и энтальпии на стенке  $h_w$  от давления и температуры.

На рисунке 3.1 показана общая схема расчёта.

После построения расчётных сеток для решения задачи внешнего обтекания и прогрева с разрушением материала метеороидного тела происходит расчёт внешнего обтекания. Расчёт внешнего обтекания даёт давление на поверхности материала, поле скоростей и полную энтальпию на внешней границе пограничного слоя.

По этим входным данным с помощью метода эффективной длины рассчитывается коэффициент теплообмена. Далее, коэффициент теплообмена, давление, начальное поле температуры, модель разрушения в виде двумерной таблицы зависимости скорости уноса  $B'$  и энтальпии на стенке  $h_w$  от давления и температуры, теплофизические параметры — теплоёмкость, теплопроводность и степень черноты в виде одномерной таблицы зависимости от температуры передаётся в решатель в качестве входных параметров.

Решая уравнение теплопроводности на подвижной сетке (3.1), результатом его расчёта является поле температуры в материале метеорита, новое положение узлов сетки, то есть новая форма, температура и массовый расход на поверхности метеорита.



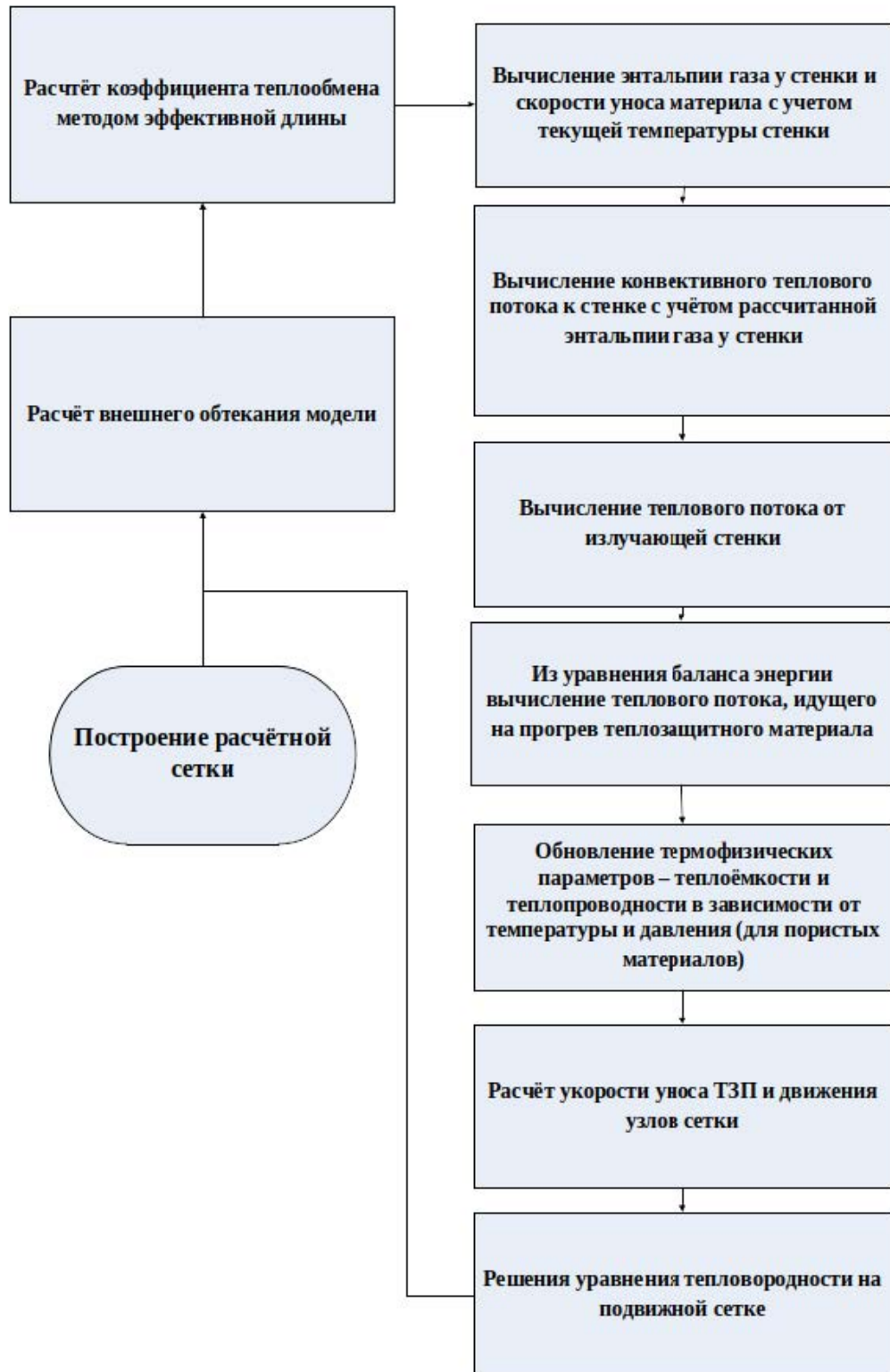


Рисунок 3.1 — Общий алгоритм расчёта уноса и прогрева метеороидного тела

### 3.2 Метод расчёта безразмерной скорости уноса в равновесной постановке

Для моделирования движения границы в равновесной постановке необходимо в качестве входного параметра в расчёт скорости уноса передавать двумерные таблицы безразмерной скорости уноса  $B'$  и энтальпию смеси  $h_w$  на поверхности материала. В работе [13] показаны методы расчёта этих параметров.

Приведём математический метод расчёта модели разрушения на примере горения углерода в воздухе. Этот пример удобен для дальнейшего проведения валидационных расчётов, ввиду того, что существует очень много экспериментальных данных по горению углерода в воздухе.

Механизм разрушения в результате горения и сублимации принято разделять на три стадии: кинетический, диффузионный и сублимационный [13].

Общий вид режимов разрушения углерода в воздухе представлен на рисунке 3.2. [83]

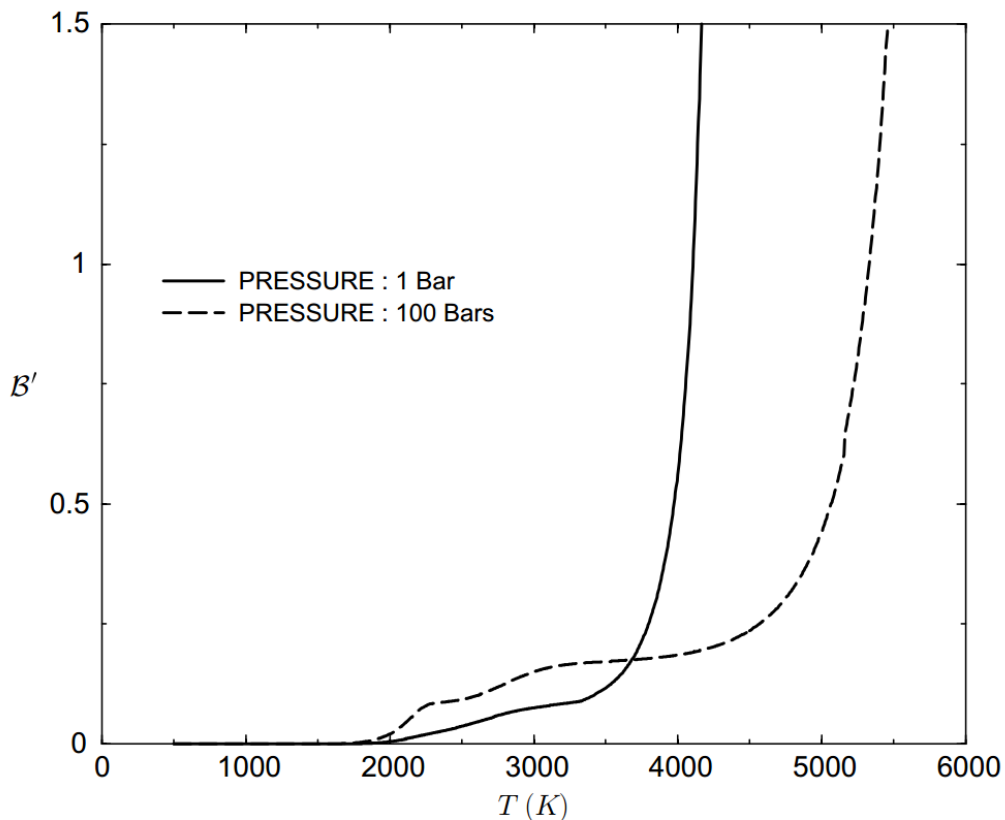


Рисунок 3.2 — Зависимость скорости уноса массы углеродной поверхности от температуры

*Кинетический режим*

Химическая реакция между компонентами воздуха и углеродной поверхностью происходит в несколько этапов: сначала атомы и молекулы внешнего газа диффундируют через пограничный слой к поверхности графита и адсорбируются поверхностью.

Затем происходит химическая реакция между газовыми компонентами и углеродом. Следующий этап — десорбция продуктов реакции и, наконец, диффузия этих продуктов через пограничный слой. Скорость реакции определяется скоростью самого медленного из элементарных процессов.

При низких температурах поверхности ( $T_w < 2000\text{K}$ ) таким определяющим процессом является химическая реакция между кислородом и углеродом на поверхности. Этот режим называется кинетическим и описывается с помощью закона Аррениуса:

$$\dot{m}_w = B(p_N)_w^n \exp\left(-\frac{E}{RT_w}\right), \quad (3.6)$$

$$p_n = X_n p_e,$$

где:

$n$  — порядок реакции;

$B$  — предэкспонентный множитель;

$E$  — энергия активации;

$\dot{m}_w$  — скорость уноса массы;

$T_w$  — температура у поверхности;

$X_n$  — концентрация компоненты у поверхности;

$p_e$  — давление на внешней границе пограничного слоя.

На рисунке 3.3 схематически показаны потоки массы при разрушении материала.

Закон сохранения массы у поверхности углерода для элементов имеет следующий вид:

$$\rho D c_i + J_i = \dot{m} c_{i_s} + \dot{\omega}_i, \quad (3.7)$$

где:

$\dot{\omega}_i$  — поверхностная скорость образования элемента  $i$  в результате уноса,

$J_i$  — диффузионный поток,

$\dot{m}$  — скорость уноса углеродной поверхности,

$c_{i_s}$  — концентрация  $i$  компоненты в уносимом материале,

$c_i$  — концентрация газообразного углерода у поверхности.

Закон сохранения записан в системе отсчёта, связанной с движущейся углеродной поверхностью.

$$\dot{m} = \rho D, \quad (3.8)$$

где массовая скорость уноса  $\dot{m}$   $\left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}\right]$  однозначна связана с плотностью  $\rho$  и линейной скоростью уноса поверхности  $D$   $\left[\frac{\text{м}}{\text{с}}\right]$ .

Связь концентраций элементов и компонент выражается через уравнение:

$$\tilde{c}_k = M_k \sum_i n_{ki} \frac{c_i}{M_i}, \quad k = 1, n_\alpha, \quad (3.9)$$

где

$n_{ki}$  — число элемента  $k$  в компоненте  $i$ ,

$n_\alpha$  — число элементов в системе.

Эта система включает  $n_\alpha - 1$  независимых уравнений, т.к.  $\sum_k \tilde{c}_k = \sum_i c_i =$

1.

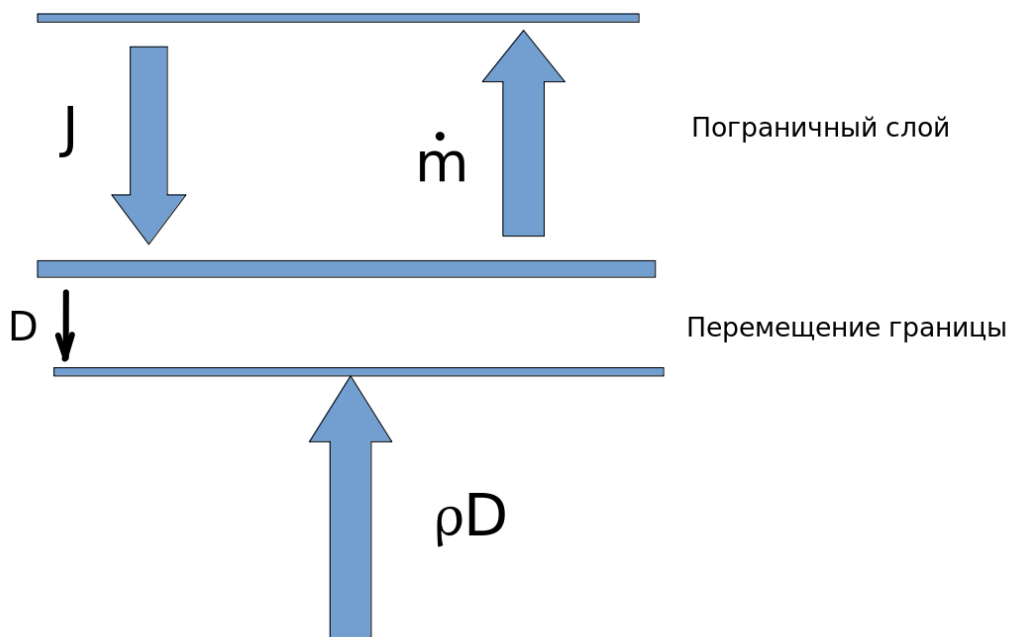


Рисунок 3.3 — Потоки массы при разрушении материала

Заменяя в уравнении (3.7) концентрации компонент концентрациями элементов, зная коэффициент массообмена и скорость уноса, мы можем определить концентрации элементов у углеродной поверхности. Если внешний газ является воздухом, то:

$$\begin{aligned} \dot{m} &= \beta c_C + \dot{m} c_C, \\ 0 &= \beta(c_O - c_O^e) + \dot{m} c_O, \\ 0 &= \beta(c_N - c_N^e) + \dot{m} c_N. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Или, выражая концентрации:

$$\begin{aligned} \tilde{c}_C &= \frac{\dot{m}}{\beta + \dot{m}}, \\ \tilde{c}_O &= \frac{c_{O^e} \beta}{\beta + \dot{m}}, \\ \tilde{c}_N &= 1 - \tilde{c}_O - \tilde{c}_C. \end{aligned} \quad (3.11)$$

Для определения коэффициента массообмена использовалась аналогия Рейнольдса между тепло- и массообменом  $\alpha = \beta$ , число Льюиса  $Le \approx 1$ .

Зная температуру и концентрации элементов у поверхности, используя выражение (3.6), можно определить скорости реакций между углеродом и внешним газом.

#### *Диффузионный режим*

При определённом соотношении между скоростью поступления внешних компонент газа и скоростью протекания химической реакции наступит кризис, в результате которого результирующая скорость разрушения не будет зависеть от температуры поверхности, а будет ограничиваться скоростью диффузии атомов и молекул через пограничный слой. Такой режим разрушения называется диффузионным.

При этом режиме разрушения скорость уноса зависит только от коэффициента тепло-массообмена и состава газа набегающего потока.

Концентрации атомарного и молекулярного кислорода при диффузионном режиме разрушения у поверхности предполагаются равными нулю  $\tilde{c}_O = \tilde{c}_{O_2} = 0$ .

Диффузионные потоки каждой компоненты рассчитываются либо в строгой постановке задачи, либо приближенно, причём учитывается, что сумма всех диффузионных потоков равно нулю.

При диффузионном химическом взаимодействии механизм процесса можно приближённо описать:

$$J = \rho \tilde{c}_i V_i = \beta (\tilde{c}_{i,e} - \tilde{c}_{i,w}). \quad (3.12)$$

Индексом  $e$  здесь обозначены значения на внешней границе пограничного слоя.

#### *Сублимационный режим*

При достижении высоких температур ( $T = 3400K$ ) основным процессом уноса массы является сублимация, т.е. образование паров  $C_1, C_2, C_3, \dots$

При сублимации газ у поверхности постепенно насыщается продуктами уноса, так что компоненты набегающего потока с ростом  $\dot{m}$  постепенно оттесняются наружу. При данном режиме разрушения наблюдается сильная зависимость скорости уноса от давления окружающего потока.

Кинетика сублимации каждой из компонент описывается уравнением Ленгмюра-Кнудсена

$$\dot{m} = \frac{\alpha_k (P_k^H - P_k)}{\sqrt{2\pi T_w R / M_k}}. \quad (3.13)$$

Где

$P_k$  – парциальные давления  $k$ -й компоненты,

$P_k^H$  – давления насыщенных паров  $k$ -й компоненты,

$\alpha_k$  – коэффициент аккомодации.

В развитом сублимационном режиме величина уноса массы в большей степени зависит от температуры поверхности и давления газа и в меньшей степени от его состава.

#### *Расчёт равновесного состава смеси у поверхности*

Равновесное состояние смеси, то есть равновесные концентрации компонентов смеси и энтальпия смеси, рассчитывается при помощи библиотеки Mutation++ [84]. Кинетика задаётся в качестве входных параметров и может быть различной.

#### *Суммарная скорость уноса*

Результирующая скорость уноса складывается из скорости уноса отдельных компонент

$$\dot{m} = \sum \dot{m}_i. \quad (3.14)$$

#### *Алгоритм расчёта*

Скорость уноса  $\dot{m} = \sum \dot{m}_i$  в равновесной постановке зависит от давления и температуры газовой смеси на поверхности.

Представим итерационный алгоритм расчёта скорости уноса на основе расчёта равновесной концентрации элементов у поверхности:

1) Задаются входные параметры, такие как давление  $P$ , температура поверхности  $T_w$ , состав, коэффициент теплообмена  $\alpha/c_p$ , коэффициенты аккомодации  $\alpha_{c_1}$ ,  $\alpha_{c_2}$ ,  $\alpha_{c_3}$ .

2) задаётся начальная скорость уноса  $\dot{m}$ .

3) по скорости уноса корректируется новый коэффициент теплообмена ( $\alpha/c_p$ ).

4) рассчитывается равновесная концентрация элементов у поверхности.

5) с учётом того, что концентрация продуктов на внешней границе пограничного слоя считается равной 0, рассчитывается скорость уноса в результате горения, рассчитывается скорость уноса в результате сублимации.

6) итоговое значение скорости в результате горения и сублимации сравнивается с начальным. При необходимости происходит его корректировка и расчёт повторяется до удовлетворительного совпадения результатов.

Схематично процесс изображён на рисунке 3.4

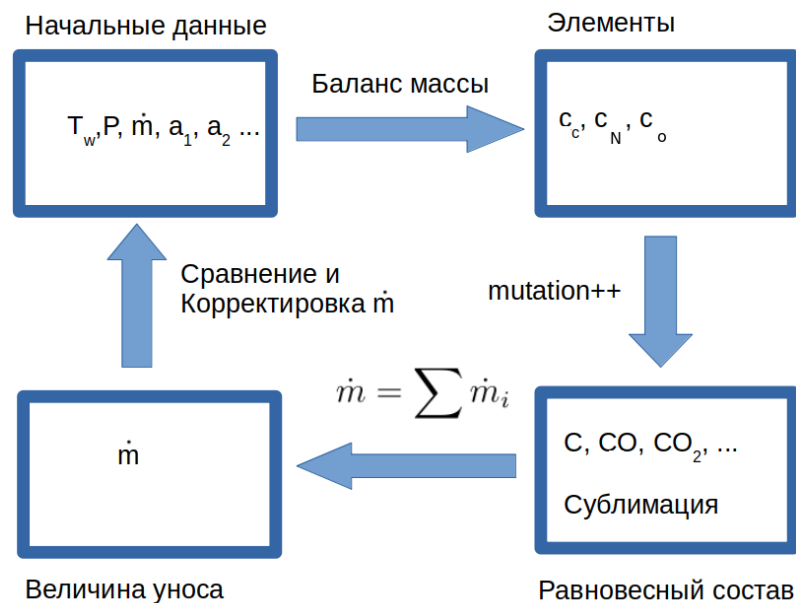


Рисунок 3.4 — Схема расчета скорости уноса

### 3.3 Программная реализация метода

Для проведения вычислений использовалась вычислительная платформа с открытым исходным кодом OpenFoam[76].

Для расчёта на подвижной сетке использовался механизм расчёта движения сетки с граничными условиями первого рода, где скорость движения сетки принималась равной скорости уноса материала метеорита.

Уравнение теплопроводности на подвижной сетке в OpenFoam записывается следующим образом:

$$\text{fvm} :: \text{ddt}(T) - \text{fvm} :: \text{laplacian}(a, T) + \text{fvm} :: \text{div}(\text{phi\_mesh}, T), \quad (3.15)$$

здесь  $\text{phi\_mesh}$  — поток вектора скорости через грани ячейки,  $a$  — коэффициент теплопроводности.

Граничные условия для уравнения теплопроводности реализованы с помощью модификации стандартных граничных условий второго рода: градиент температуры обновляется каждый шаг по времени, так как значение теплового потока  $q_l$  и коэффициент теплопроводности  $\lambda$  зависят от температуры поверхности.

В процессе расчёта уноса происходит сильное изменение поверхности метеороидного тела, а, следовательно, изменения структуры сетки и формы ячеек.

Для того, чтобы гарантировать нужное качество ячеек расчётной сетки, предлагается периодически в результате расчёта перестраивать всю сетку целиком, перенося требуемые поля (прежде всего поле температуры) на новую сетку.

Данная технология предполагает использование её в составе вычислительного комплекса, поэтому одной из важных особенностей является автоматическое построение расчётной сетки.

Вторая важная особенность – необходимость разрешать большие градиенты температуры у поверхности. Для учёта этих двух особенностей предложено строить сетку в три этапа:

1. Построить слоистую сетку на триангулированной поверхности по методам [86; 87]. Из узлов сетки проводятся образующие перпендикулярно



поверхности, сглаживаются, чтобы не допустить пересечения. На этих образующих строятся слоями призматические элементы.

2. Получив внутреннюю замкнутую триангулированную поверхность, построить состоящую из пирамид сетку на внутренней стороне с помощью свободного распространяемого пакета GMSH.
3. Сопрячь между собой обе сетки. Пример полученной сетки представлен на рис. 3.5.

Полезным на практике преимуществом такого подхода является то, что все вышеперечисленные этапы могут быть выполнены автоматически.

### 3.4 Численное моделирование экспериментов с уносом графита в плазматроне

Валидация метода расчёта проводилась в сравнении с двумя сериями экспериментов, представленных в работе [85].

В первой серии экспериментов был достигнут сублимационный режим уноса графита, что позволило протестировать расчёт уноса при условии сильной зависимости скорости уноса от температуры поверхности.

Во второй серии экспериментов использовалась модель, составленная из трёх различных материалов, что позволило протестировать расчёт прогрева сложной составной конструкции. Во всех экспериментах был реализован ламинарный режим обтекания моделей.

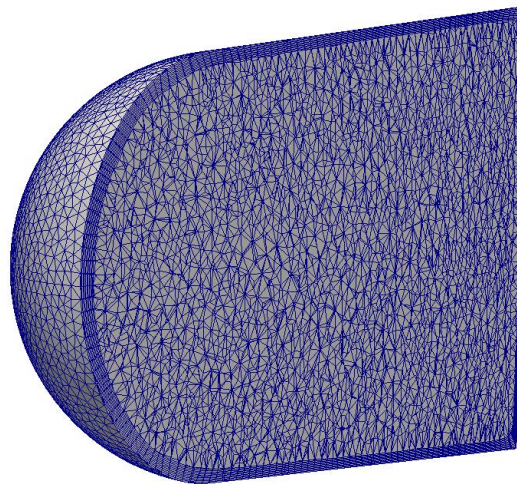


Рисунок 3.5 — Расчётная сетка для осесимметричной модели из работы [85]

Таблица 3.1 — Теплофизические свойства РОСО графита

T, К	$\lambda$ , Вт/мК	$c$ , Дж/кгК	$\epsilon$	T, К	$\lambda$ , Вт/мК	$c$ , Дж/кгК	$\epsilon$
300	106	702	0.8	1500	45.6	2002	0.793
400	97.2	957	0.8	1600	43.6	2028	0.799
500	89.2	1168	0.8	1700	42.1	2050	0.805
600	82.8	1282	0.8	1800	40.8	2070	0.811
700	77.3	1520	0.8	1900	39.8	2087	0.817
800	72.5	1636	0.8	2000	38.8	2100	0.823
900	67.3	1726	0.8	2100	38	2111	0.829
1000	62.8	1797	0.8	2200	37.4	2127	0.835
1100	58.6	1859	0.8	2300	37	2140	0.841
1200	54.7	1905	0.8	2400	36.5	2155	0.847
1300	51.2	1942	0.8	2900	35	2180	0.853
1400	48.2	1975	0.787	4000	32	2200	0.92

Первая серия в плазматроне проводилась при полной энтальпии потока в 27 Мдж/кг, тепловом потоке к холодной стенке в критической точке 21 МВт/м<sup>2</sup>, и давлении торможения в 76 кПа (0.75 атм).

Длительность эксперимента составляла 30 сек. Осесимметричная модель из [85] имела длину 8.89 см, была изготовлена из РОСО графита, теплофизические свойства которого были взяты из [88] и представлены в таблице 3.1. Расчётная сетка для модели показана на рис. 3.5.

Распределение теплового потока при  $t=0$  и  $t=30$  сек представлено на рис. 3.6. В критической точке тепловой поток на 30 сек. на 10% ниже чем при 0 сек.

Это обусловлено затуплением носка модели в результате уноса графита. Тепловой поток отнесён к значению  $q_0$  на холодной стенке в начальный момент времени,  $q_0 = 21$  МВт/м<sup>2</sup>.

На рис. 3.7 представлено сравнение результатов расчёта величин уноса для двух точек на поверхности в данной работе (красная линия) с экспериментальными данными [85].

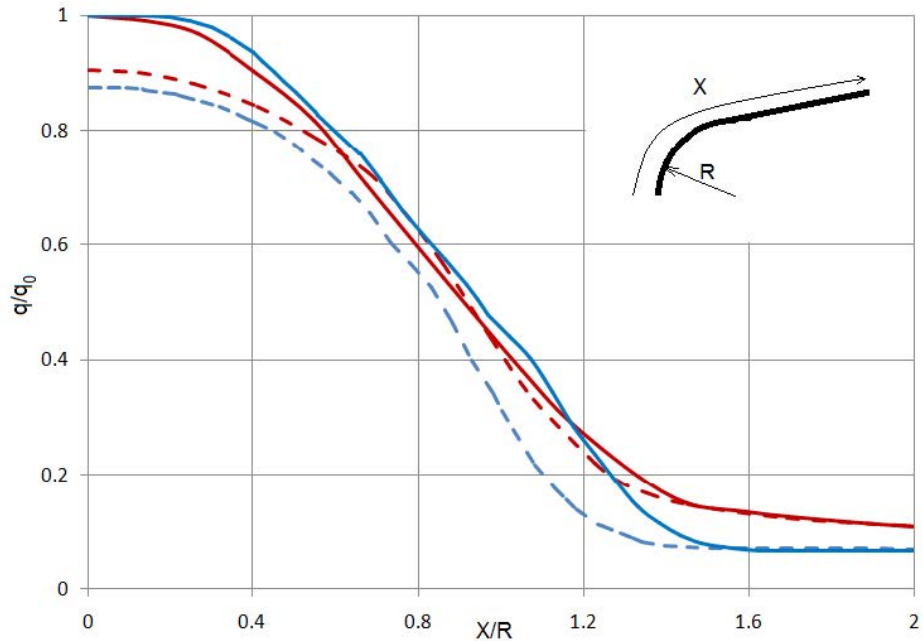


Рисунок 3.6 — Сравнение распределения теплового потока по образующей модели при  $t=0$  сек (сплошная линия) и  $t=30$  сек (пунктирная линия) с расчётом на основе решения уравнений Навье-Стокса из работы [85].

Красным обозначен расчёт из работы [85], синим результаты расчёта в данной работе

В каждый момент времени режим течения был ламинарными, температура поверхности быстро достигла высоких значений и был реализован сублимационный режим уноса графита.

Маркерами обозначены экспериментальные данные, линиями - результаты расчёта.

Общий линейный унос в критической точке при  $t=30$  сек испытания составил 3 мм, в точке  $45^\circ$  около 1.65 мм. Сравнение результатов трехмерного и одномерного расчёта в критической точке с экспериментальными данными из работы [85] также представлено на рис. 3.7.

Необходимо отметить, что одномерный расчёт и расчёт в трёхмерной постановке показал удовлетворительное совпадение с экспериментальными данными.

Результат расчёта уноса в одномерной постановке должен отличаться от трёхмерного в большую сторону, потому что в трёхмерной случае тепловой поток в критической точке падает в процессе уноса.

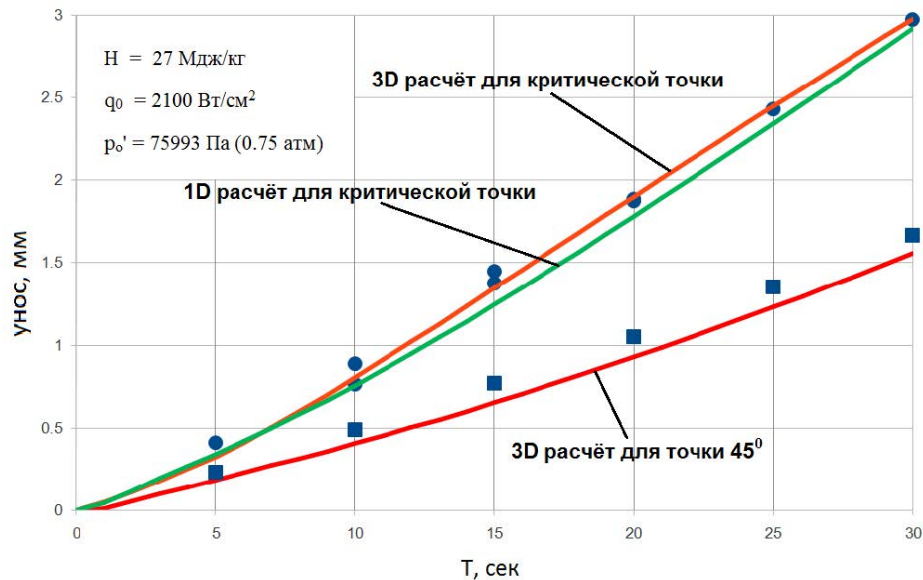


Рисунок 3.7 — Сравнение распределения величины уноса в критической точке и в точке 45° модели для времени  $t=30$  с экспериментальными данными работы [85]

В нашем случае наблюдается противоположный результат. Это объясняется погрешностью расчёта теплового потока инженерным методом [5; 80] в окрестности критической точки.

Результат расчёта уноса в точке 45° отличается от измеренного менее чем на 10%. Несовпадение результатов объясняется занижением теплового потока в расчёте по методу эффективной длины, что показано на рис. 3.6.

На рис. 3.7 показана безразмерная скорость уноса для точки 45°. Диффузионный режим сохраняется до 6 сек, затем реализуется сублимационный режим и к концу испытаний безразмерная скорость уноса плавно достигает 0.25.

На рис. 3.7 представлено сравнение результатов расчёта температуры на поверхности в точке 45° с экспериментальными данными, полученными с помощью инфракрасной камеры (маркеры), пирометра (штрихпунктирная линия) [85].

Рассчитанная температура на поверхности превышает измеренную: для 30 сек. рассчитанная температура равна 3420К, измеренная ИК-камерой 3300К, пирометром 3360К. Разница результатов расчёта с результатами измерения составила менее 5%.

Вторая серия экспериментов была проведена с параметрами: полная энтальпия 19 МДж/кг, тепловой поток и давление в критической точке соответственно 5.93 МВт/м<sup>2</sup> и 5066 Па (0.05 атм).

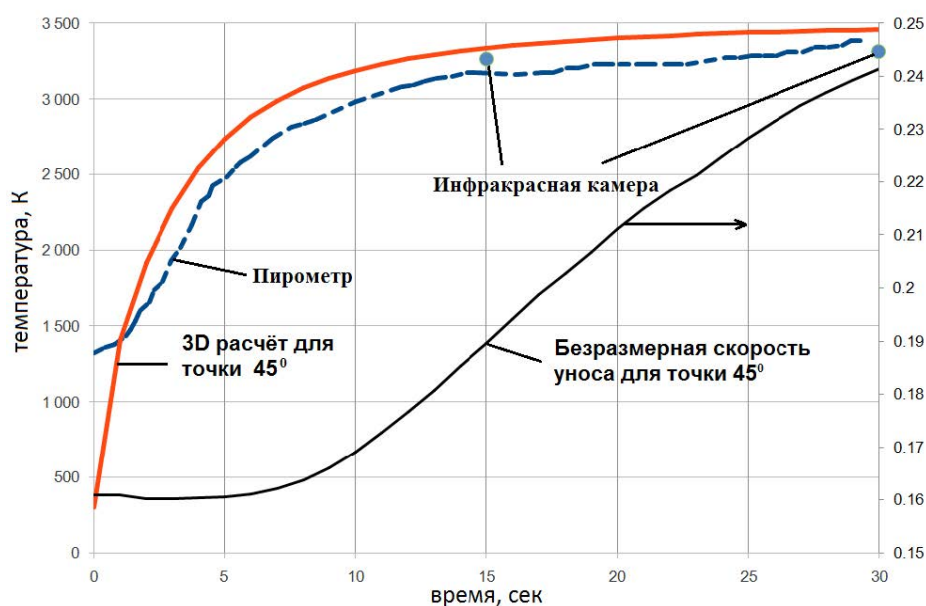


Рисунок 3.8 — Сравнение температуры в точке 45° с экспериментальными данными работы [16]

Датчиками измерялась температура ТЗП в процессе проведения эксперимента. Длительность эксперимента составила 60 сек, но измерения температуры проводились в течение 400 сек.

Модель была собрана из АТJ графита, пористого алюминия АЕТВ, для защиты которого был использован пористый керамический материал TUFROC. Длина модели 10.16 см. Схема компоновки теплозащитных материалов и расположения датчиков показана на рис. 3.9.

Расчёты проводились для двух типов сеток — структурированной и неструктурированной (рис. 3.9). Количество ячеек для обоих типов было около 750 тысяч, расчёт проводился со вторым порядком по пространству и первым порядком по времени с шагом 0.01 сек., время расчёта на 4 ядрах процессора Intel Core i7-3770 3.4 GHz составило 17.3 часа.

Теплофизические свойства АТJ графита взяты из работы [89] и приведены в таблице 3.2. Значения теплоёмкости и степени черноты взяты из таблицы 3.1.

АЕТВ является маркой пористого алюминия, его теплопроводность зависит от давления и температуры. Теплопроводность АЕТВ взята из работы [89] и приведена в таблице 3.3. В рамках данной работы использовались значения для 1 атм., плотность взята 192 кг/м<sup>3</sup>, теплоёмкость алюминия приведена в таблице 3.4, степень черноты взята 0.4.

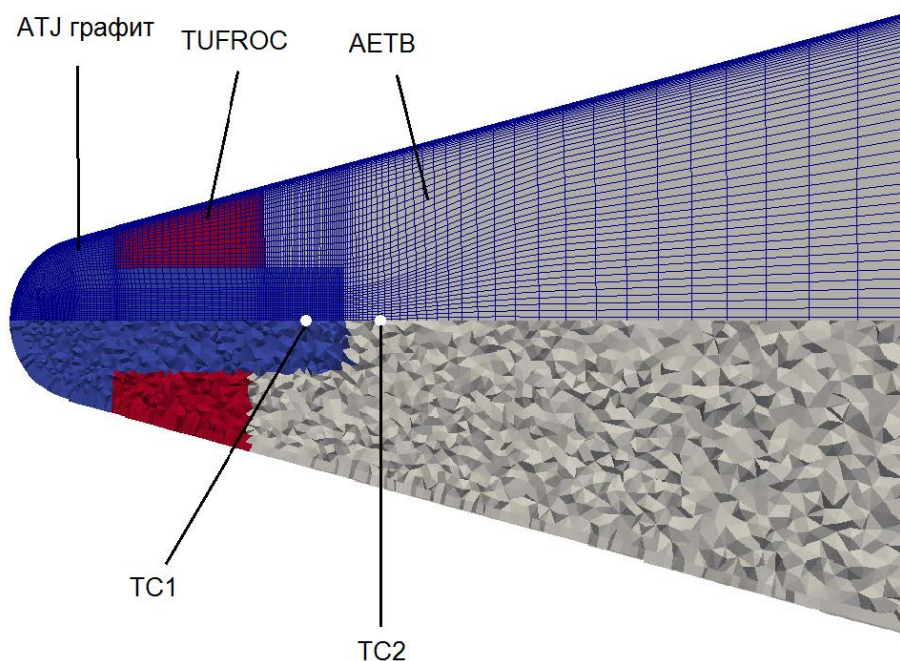


Рисунок 3.9 — Структурированная расчётная сетка для модели из [85]. Белыми кружками показано расположение датчиков

Таблица 3.2 — Теплопроводность АТJ графита

Т, К	$\lambda$ , Вт/мК	Т, К	$\lambda$ , Вт/мК	Т, К	$\lambda$ , Вт/мК
300	129	1000	64	2400	36
400	118	1200	55	2600	35
500	106	1400	49	2800	33
600	95	1600	45	3000	31
700	85	1800	42	3200	28
800	77	2000	40	3400	25
900	70	2200	38	3800	11.3



Таблица 3.3 — Теплопроводность пористого алюминия АЕТВ в зависимости от температуры и давления

Т, К	1e-4 атм	1 атм
255	0.034	0.038
394	0.027	0.040
533	0.028	0.044
810	0.037	0.056
1088	0.056	0.072
1366	0.078	0.090
1644	0.103	0.107

Таблица 3.4 — Теплоёмкость алюминия в зависимости от температуры

Т, К	с, Дж/К/кг	Т, К	с, Дж/К/кг
100	903	600	1036
290	903	700	1090
300	903	800	1153
400	951	900	1228
500	991	1000	1176

TUFROC представляет собой волокнистый керамический материал, теплопроводность взята равной 0.1 Вт/мК [90], теплоёмкость 1200 Дж/К/кг, степень черноты 0.35.

Унос в критической точке измерен при  $t = 25$  сек. и 60 сек., сравнение с результатом расчёта и приведено на рис. 3.10.

Измеренные величины уноса при 25 сек. и 60 сек., 0.68 и 1.83 мм соответственно. Рассчитанные уносы в рамках данной работы 0.71 мм и 1.74 мм соответственно. Максимальное отличие составляет менее 5%.

В модель были установлены датчики, расположенные на оси симметрии: на расстоянии 3.18 см от критической точки и на расстоянии 4.13 см. Сравнение измеренной и рассчитанной температуры датчиков в зависимости от времени представлены на рис. 3.11 и рис. 3.12

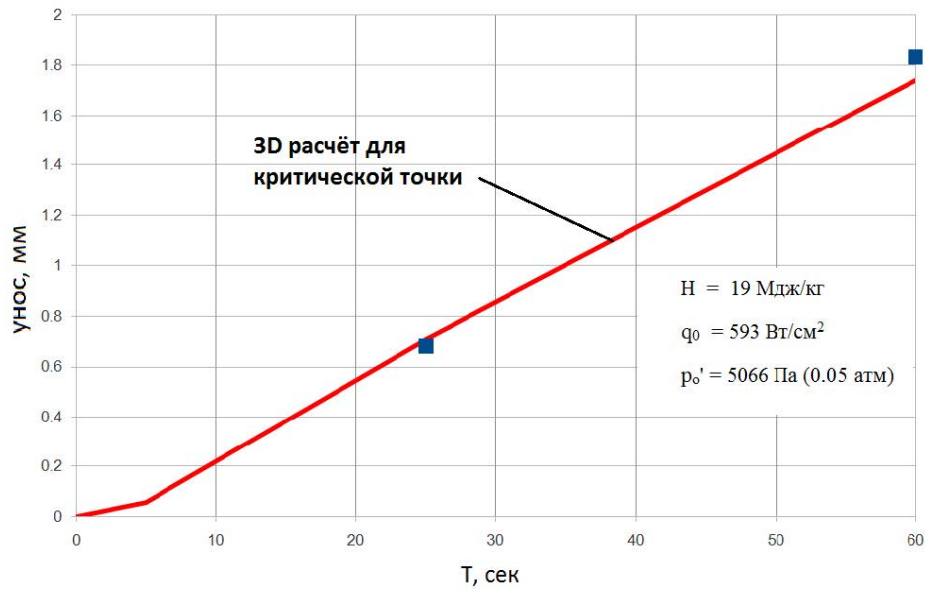


Рисунок 3.10 — Сравнение распределения величины уноса в критической точке модели для времени от  $t=0$  сек. до  $t=60$  сек. с экспериментальными данными работы [85]

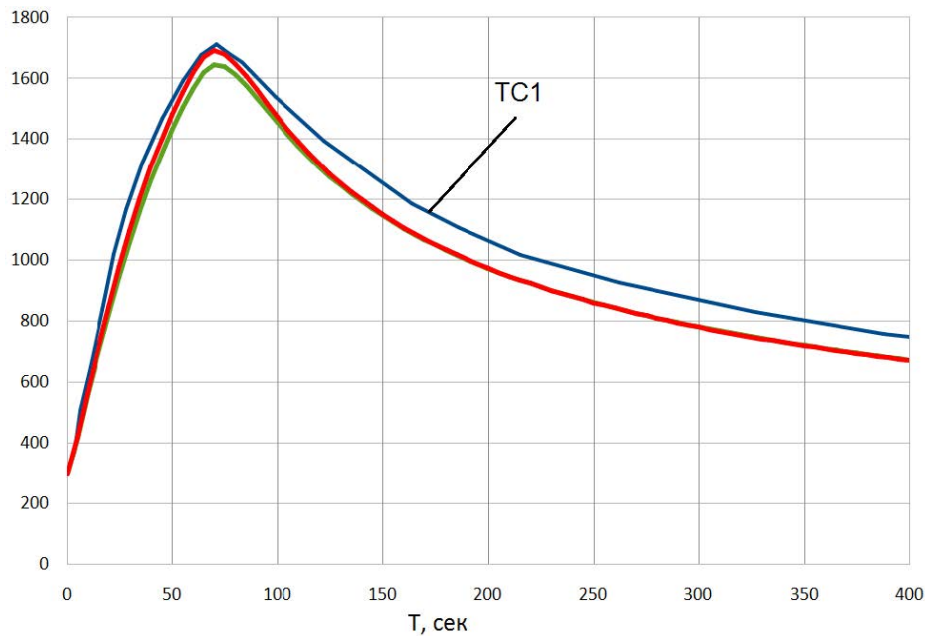


Рисунок 3.11 — Сравнение рассчитанной температуры датчика ТС1 на структурированной (зелёная линия) и неструктурированной (красная линия) сетке с экспериментальными данными работы [85]



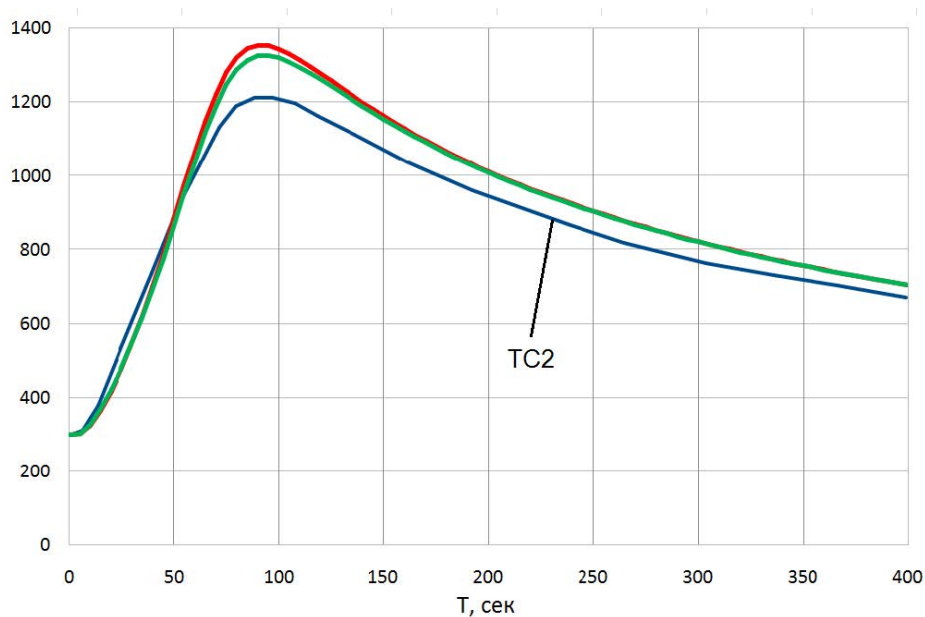


Рисунок 3.12 — Сравнение рассчитанной температуры датчика ТС2 на структурированной (зелёная линия) и неструктурированной (красная линия) сетке с экспериментальными данными работы [85]

На рис. 3.11 и 3.12 представлены сошедшиеся по сетке решения для структурированной и неструктурированной сетки. Полученные решения отличаются менее чем на 3%. Это значит, что на неструктурированных сетках получается решение сходного качества в задачах расчёта уноса и прогрева.

Необходимо отметить, что неструктурированные сетки этого типа обладают важным преимуществом — они строятся автоматически. Это свойство открывает возможность использования методики расчёта в рамках программных комплексов.

Различия между измеренной и рассчитанной температурой составляют не более 10% и обусловлены неточным заданием теплофизических свойств материалов АЕТВ и TUFROC.

### 3.5 Расчёт уноса при постоянных значениях теплофизических свойств графита

Теплофизические свойства, такие как теплопроводность, теплоемкость и степень черноты графита зависят от температуры [7].

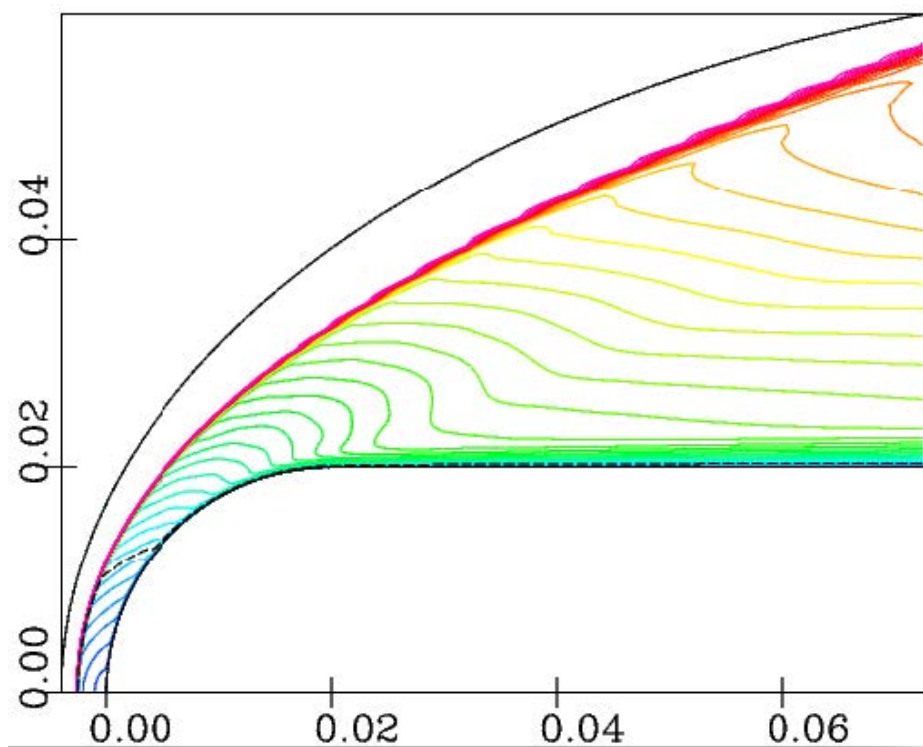


Рисунок 3.13 — Распределение числа Маха при обтекании затупленного по сфере цилиндра радиусом 2 см

На практике часто бывает удобно использовать постоянные теплофизические свойства, не зависящие от температуры.

Для того, чтобы определить оптимальный набор таких констант для графита, проведены параметрические расчёты.

Графитовая модель представляла собой цилиндр, затупленный по сфере радиусом 2 см, и была помещена в плазмотрон с полной энтальпией потока 27 Мдж/кг.

Внешние тепловые и силовые нагрузки рассчитывались с помощью решения уравнения Навье-Стокса [91; 92].

Расчёт проводился в осесимметричной постановке.

На рисунке 3.13 приведена картина течения, на рисунке 3.14 показаны профили форм цилиндра.

В таблице 3.5 представлены отклонения величины уноса в процентах от расчёта с переменными теплофизическими свойствами.

Использование теплофизических констант  $\epsilon = 0.9$ ,  $\lambda = 35$  Вт/м/К,  $c = 2100$  Дж/К/кг показало наименьшее отклонение от расчёта уноса графита с зависимой от температуры теплофизикой. Значения констант близки к значениям теплофизических свойств при высоких температурах.

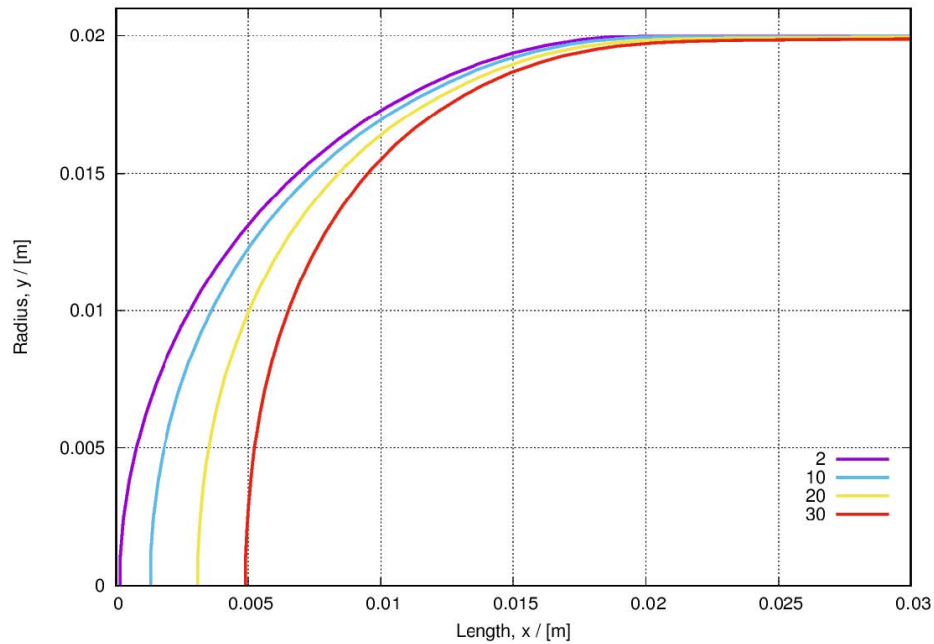


Рисунок 3.14 — Профили форм графитовой модели в процессе расчёта для 2, 10, 20, и 30 секунд

Таблица 3.5 — Отклонения величины уноса от расчёта с переменной теплофизикой для РОСО графита

Время, сек	$\varepsilon=0.8$	$\varepsilon=0.9$	$\lambda=35$ Вт/м/К	$\lambda=45$ Вт/м/К	$\varepsilon=0.9, \lambda=35$ Вт/м/К, Дж/К/кг
10	1.76	2.43	2.23	8,5	0,56
20	2.9	1.4	3.93	7,18	0,57
30	3.23	1.17	1.4	4,3	0,71

### 3.6 Выводы

По итогам третьей главы получены следующие результаты:

- 1) проведен расчёт уноса материала при незначительном изменении формы тела;
- 2) показано удовлетворительное совпадение результатов расчёта уноса материала с экспериментальными данными, что подтверждает корректность расчёта скорости уноса материала на границе;
- 3) проведён расчёт с использованием решения уравнений Навье-Стокса в осесимметричной постановке;

4) предложена рекомендация по постоянным теплофизическим параметрам графита для расчёта уноса при высоких температурах.

В третьей главе представлены результаты работы в соавторстве с И.А. Крюковым. Вклад автора диссертации в работы оценивается как основной - постановка задачи, получение и обработка итоговых результатов расчёта по прогреву и уносу однородного материала, проведение анализа полученных результатов и подготовка данных, написание текста работ.

Личный вклад И.А. Крюкова состоит в расчёте газодинамического поля, получение результатов по тепловым нагрузкам и оценивается в 30 процентов.

## Глава 4. Расчёт стационарной метеоритной формы

В предыдущей главе показана корректность расчёта скорости движения границы материала при его горении с учётом конвективного теплообмена. Однако при сильном изменении формы появляются дополнительные сложности.

В процессе расчёта сильного уноса материала метеорита, то есть сильного изменения формы, поверхностная сетка формы метеорита сильно изменяется.

Такое изменение влечёт за собой ухудшение качества расчётных ячеек сетки, что делает невозможным проведение расчёта.

Выходом из такой ситуации видится перестроение сетки по получившимся обгарным формам метеорита.

Перестроение расчётной сетки ведёт к дополнительным манипуляциям — собственно перестроение сетки в процессе движения по траектории и переносу (мапированию) полей температуры с предыдущего шага. Таким образом, цепочка расчёта усложняется.

Поэтому, в первой части этой главы опишем ядро программного комплекса, который позволяет организовать совместную работу большого количества решателей, сеткопостроителей, конвертеров и других программ.

Общее представление о физических моделируемых процессах и, соответственно, типах данных, соответствующих физическим процессам представлено на рисунке 4.1. Показан набор процессов и данных для частной тестовой задачи — обтекании сферической поверхности.

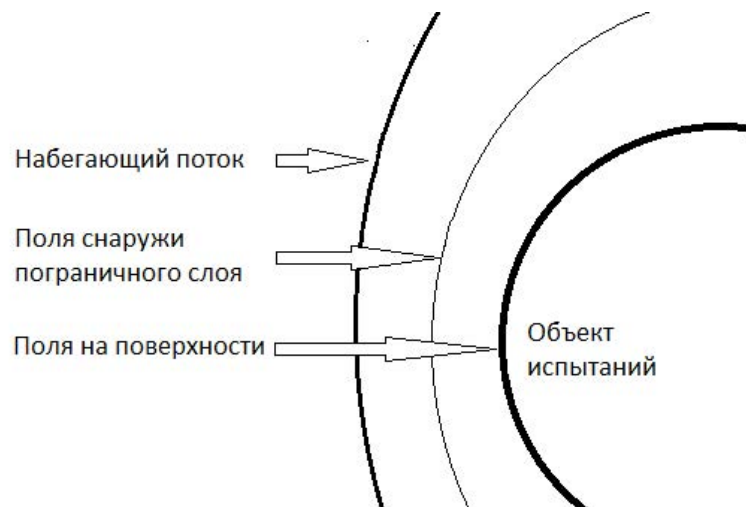


Рисунок 4.1 — Сверхзвуковое обтекание сферической поверхности. Типы данных

В работе [93] предложено рассматривать моделирование сложных процессов через типы данных, которые представляют собой не форматы файлов, в физический процесс.

Преимуществами предложенного метода являются: простота разработки системы моделирования, гибкость построения сценариев моделирования, возможность применения данного механизма в других предметных областях.

Предложенный механизм интеграции вычислительных программ позволяет в короткий срок разработать систему решения комплексных вычислительных задач.

Механизм интеграции позволяет реализовывать вычислительные сценарии для моделирования, как с использованием быстрых аналитических методов, так и методов, основанных на решении физических уравнений движения сред; использовать различные решатели, конвертеры и прочие вспомогательные программы.

Область использования механизма интеграции может быть шире, чем создание систем для моделирования движения в сверхзвуковом потоке, но может применяться и для создания систем по изучению других процессов взаимодействий. Более подробно опишем подход к следующем разделе.

#### 4.1 Описание ядра программного комплекса

Перестроение расчётной сетки ведёт к дополнительным манипуляциям — собственно перестроение сетки в процессе движения по траектории и переносу (мапированию) полей температуры с предыдущего шага.

Таким образом, цепочка расчёта усложняется. Поэтому, в первой части этой главы опишем ядро программного комплекса, который позволяет организовать совместную работу довольно большого количества решателей.

Ядро осуществляет управление решателями в цепочке, на вход по запросу представляет начальные данные цепочки. На выход отдаёт результаты расчёта.

Ядро может получать входные данные от сервера приложения и от другого удалённого или локального ядра, если есть необходимость провести расчёт части цепочки на другом физическом сервере.

Примером ситуации может служить необходимость провести часть расчёта на гибридной платформе, когда вычисления проводятся на серверах с видеокартами (рис. 4.2).

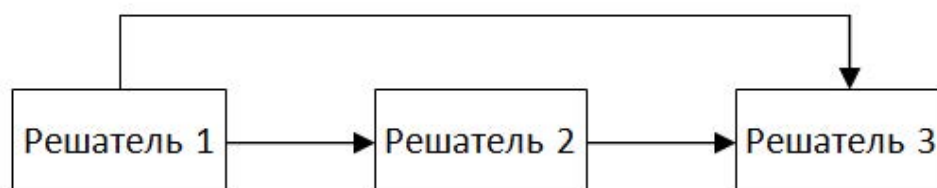


Рисунок 4.2 — Пример цепочки расчетов

Моделирование различных физических процессов имеет свои особенности, обусловленные различием характеров взаимодействия.

В настоящее время существует большое число вычислительных программ, учитывающих соответствующие физические особенности.

Все эти программы имеют различные интерфейсы, многие из них не имеют описания или вовсе не доступны для исследователей. Также существует необходимость объединения свойств и возможностей некоторого набора программ.

Решением такой проблемы является создание механизма интеграции существующих и новых вычислительных программ в единую систему.

Такой подход позволяет сохранить особенности отдельных вычислительных программ и обеспечить удобство использования всего комплекта программ.

Можно сформулировать следующие требования к механизму интеграции:

- 1) обеспечение автоматического запуска и передачу данных между вычислительными программами;
- 2) автоматическая синхронизация входных и выходных данных различных вычислительных программ;
- 3) обеспечение единого интерфейса запуска и настройки вычислительных программ.

При выполнении этих требований интеграция может иметь два этапа: выбор комплекта необходимых вычислительных программ; обеспечение интерфейсов взаимодействия вычислительных программ с моделирующей системой.

Общий вид моделирующей системы показан на рисунке 4.3.

Моделирующая система будет состоять из управляющего узла, интерфейсных оболочек и вычислительных программ.

Управляющий узел несёт ответственность за формирование необходимого набора вычислительных программ для решения конкретной поставленной задачи, формирование единого интерфейса, распределение входных и выходных данных.

Управляющий узел моделирующей системы реализует логику работы, единообразно взаимодействуя с модулями.

При автоматической работе управляющего узла будет происходить последовательное исполнение модулей в соответствии со сценарием пользователя.

Интерфейсные оболочки должны обеспечить унификацию всех вычислительных программ при работе в моделирующей системе. Это может быть достигнуто созданием модулей, состоящих из вычислительной программы и интерфейсной оболочки.

Каждый модуль должен иметь однотипный набор входных и выходных данных, а совпадение типов данных сможет обеспечить использование одних и тех же данных в различных модулях. Набор типов данных будет зависеть от области решаемых задач.

Интерфейсная оболочка каждого модуля обеспечивает доступ вычислительных программ к входным и выходным данным в формате системы, формирует необходимые условия для запуска вычислительных программ на компьютере, а также формирует перечень настроек и параметров, необходимых для работы вычислительных программ.

Типовой вид модуля моделирующей системы показан на рисунке 4.4.

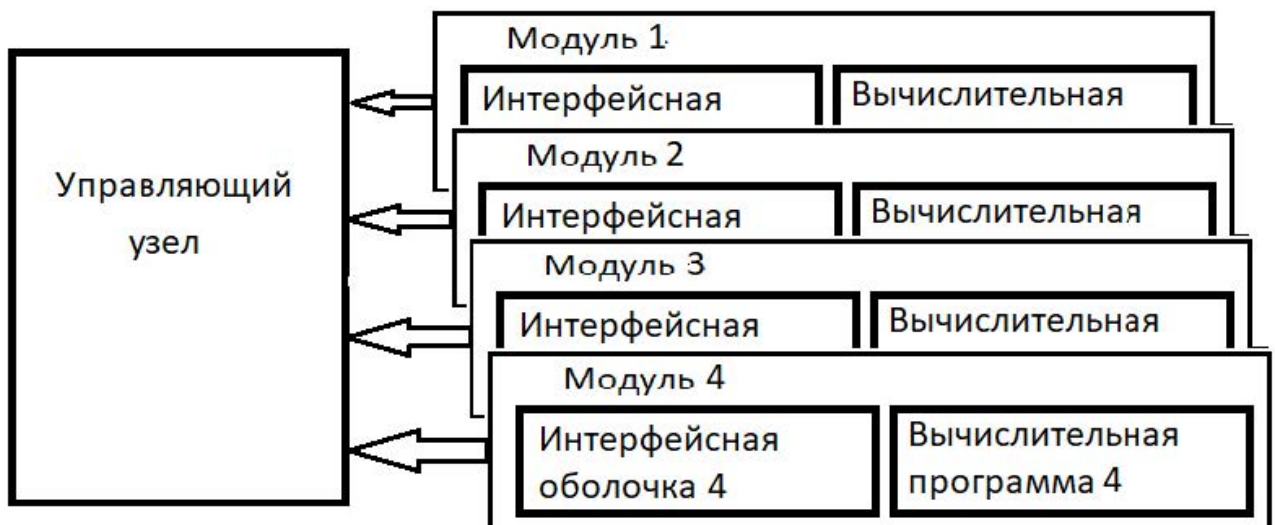


Рисунок 4.3 — Общий вид моделирующей системы



Входные и выходные данные модулей записываются в стек, обновляя каждый из существующих типов данных. Для настройки системы с целью выявления всех неразрешённых зависимостей по данным и формирования их перечня возможна предварительная имитация запуска всех модулей без проведения вычислений.

Эволюция состояний стека данных при исполнении модулей показана на рисунке 4.5.

Функционал управляющего узла позволяет обеспечить различные сценарии моделирования с помощью применения специальных маркеров.

Сценарий представляет собой перечисление исполняемых модулей, содержащее разделители, а также описание входных данных для проведения всего расчёта.

Разделители позволяют проводить ряд связанных расчётов, например, унос метеороидного тела при движении по траектории.

Набор входных данных также может содержать маркеры принадлежности этих данных к тому или иному объекту.

Такой подход позволяет автоматически выстраивать последовательную цепочку запуска модулей для проведения моделирования.

Формирование сценария запуска модулей показано на рисунке 4.6.

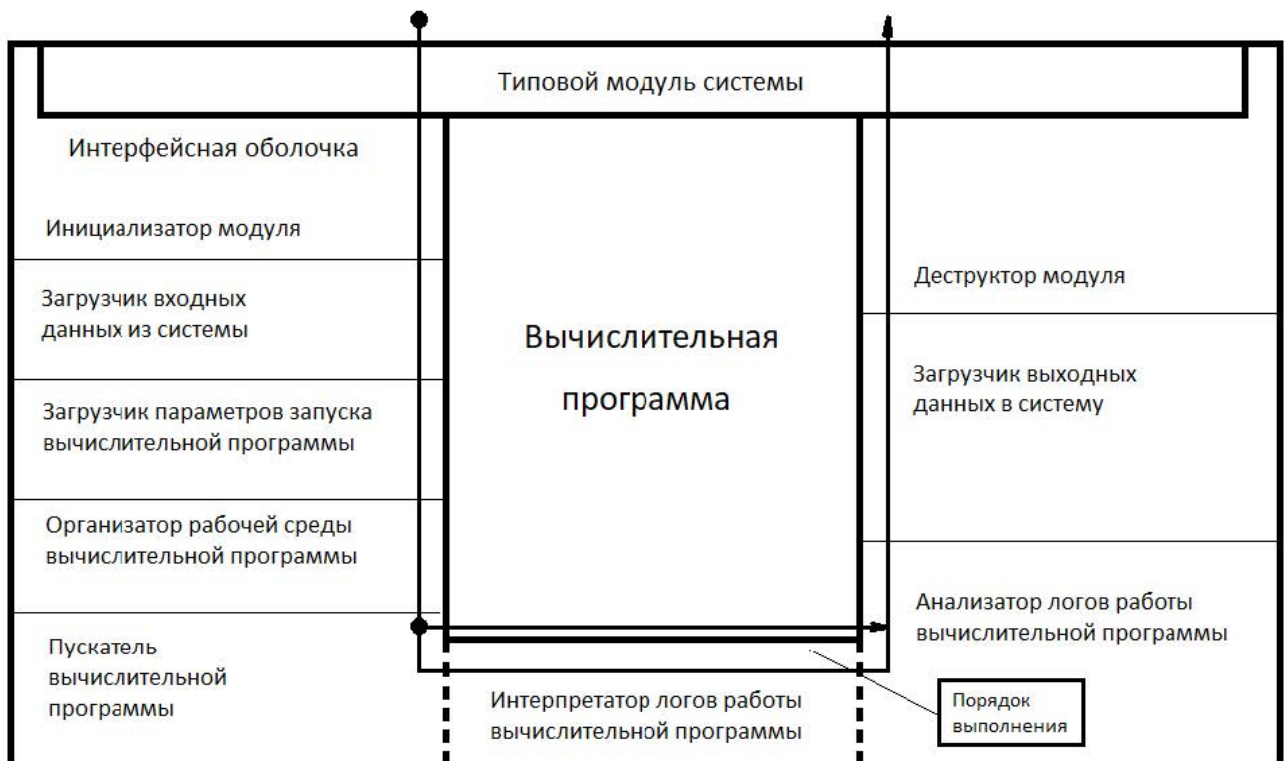


Рисунок 4.4 — Типовой вид модуля моделирующей системы

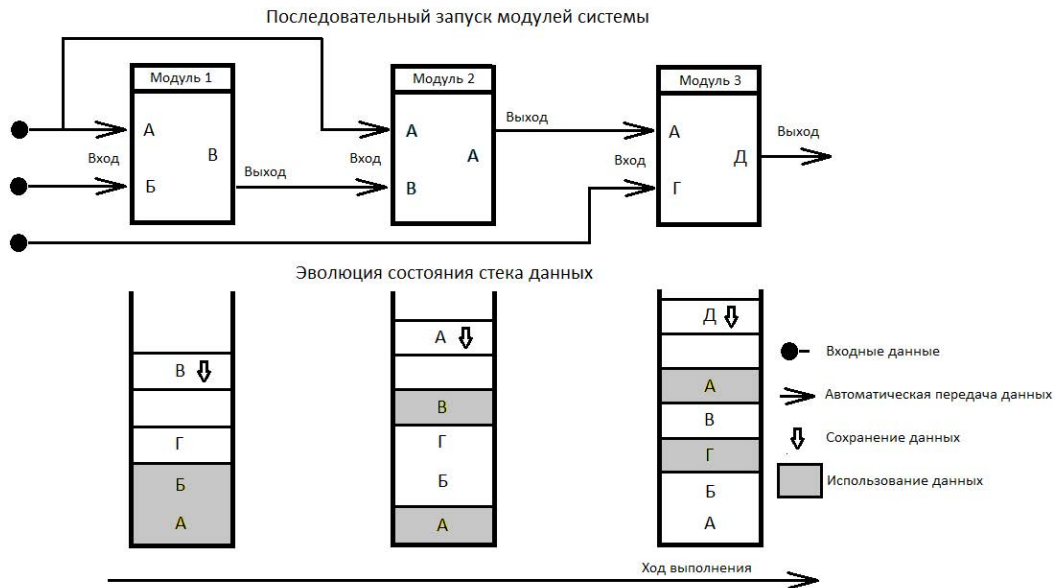


Рисунок 4.5 — Поток данных в моделирующей системе

Создание сценария может быть выполнено в простом текстовом редакторе, или с помощью специального текстового редактора, контролирующего синтаксис, а также с применением специального графического пользовательского интерфейса.

Механизм построения модулей, с учётом введённых пользователем перечней требуемых результатов и имеющихся входных данных, позволяет выполнять автоматический поиск сценариев моделирования.

Реализация управляющего узла и модулей может быть выполнена на любом языке программирования. Так, например, при использовании Python до-



Рисунок 4.6 — Сценарий запуска модулей

стигается компактность кода и высокая скорость разработки, приблизительно 80 строк для модуля и около 300 строк для управляющего узла.

#### *Описание решателей*

Решатели — унифицированные модули, состоящие из вычислительной программы и интерфейсной оболочки, обеспечивающей корректное взаимодействие расчетного кода с ядром.

Следует отметить, что в терминологии этой платформы решатель — это более широкое понятие, включающее в себя и расчётный код, и интерфейсы для интеграции с ядром. Здесь решатель — интегрированный компонент платформы.

Кроме этого, данная оболочка формирует перечень необходимых для работы вычислительной программы (кода) настроек и параметров.

К разработке интерфейсной оболочки на практике необходимо привлекать авторов вычислительных программ (либо использовать детальное описание этих программ, составленное авторами).

## **4.2 Расчёт стационарных метеоритных форм в двумерной осесимметричной постановке**

Для верификации сильного уноса в рамках данной работы было проведено сравнение с результатами работы [43].

По составу метеориты разделяют на три больших класса: каменные, железнокаменные и железные [94]

Хотя абсолютное большинство метеоритов каменные, в данной работе рассматривается моделирование горения железного метеорита, поскольку данный класс более однороден как по составу, так и по структуре.

В расчетах использовалась простая модель горения железа: температура разрушения — 1500 К, эффективная энтальпия разрушения — 1 МДж/кг [95]

Скорости метеороидных тел очень значительные (11.2 — 72 км/с) [96] и в зависимости от их размера на разных высотах реализуются различные режимы - от свободномолекулярного обтекания до течений, которые можно рассматривать в рамках сплошной среды с выделением пограничного слоя.

При таких высоких скоростях радиационный тепловой поток будет оказывать основное влияние на теплообмен, а, следовательно, и на разрушение материала метеорита.

В рамках нашей работы мы рассматриваем влияние конвективного теплового потока на изменение формы метеорита, поэтому в рамках данной задачи предлагается следующая постановка: на высоте 20 км, метеоритное тело в форме шара радиусом 0.25 м движется со скоростью 2000 м/с. Плотность  $7,874 \text{ г/см}^3$ , теплопроводность  $80,4 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ , теплоёмкость  $0,449 \text{ кДж/(кг}\cdot\text{К)}$ , степень черноты 0,8.

Расчёт внешнего обтекания проводился в осесимметричной постановке для экономии вычислительного ресурса, расчёт прогрева и уноса метеороидного тела в трёхмерной.

Расчётная сетка представлена на рисунке 4.7.

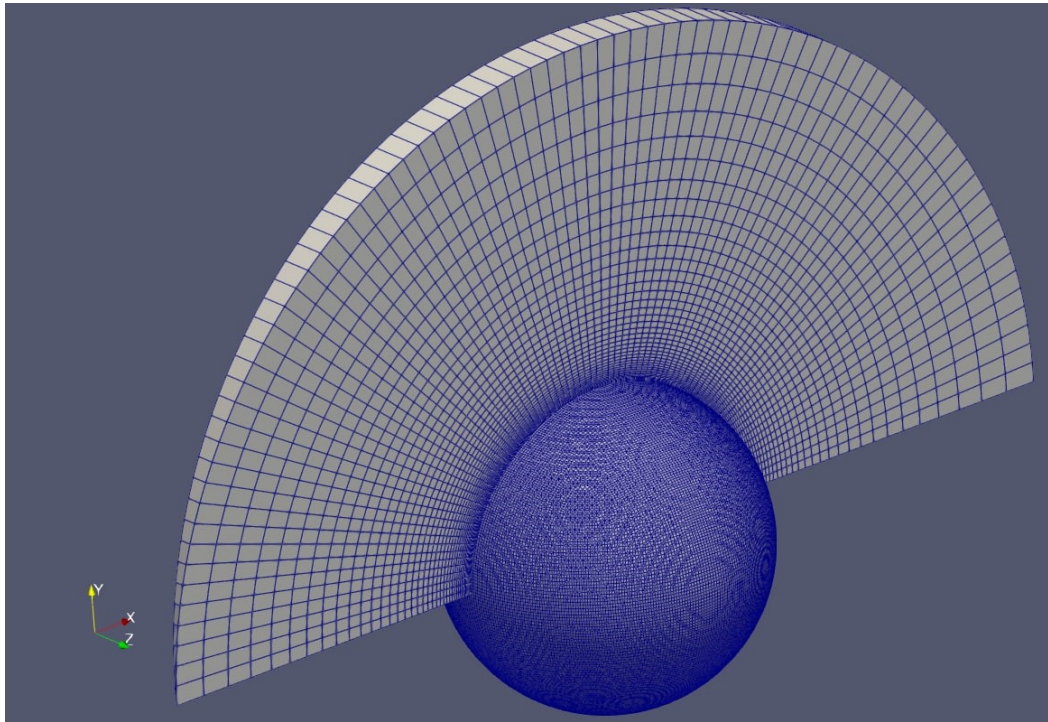


Рисунок 4.7 — Вычислительная сетка для расчёта внешнего обтекания и разрушения поверхности метеорита

Организация расчёта в составе комплекса использовала функционал следующих программ:

- построение сетки для внешнего обтекания по образующей;
- расчёт внешнего обтекания проводился модифицированной программой rhoCentralFoam с добавлением искусственной вязкости [74];

- расчёт тепловых потоков по модифицированному методу эффективной длины;
- построение сетки для расчёта прогрева и уноса по образующей;
- перенос данных (мапирование) с двумерной сетки на трёхмерную сетку;
- перенос полей температуры с сетки предыдущего шага на сетку текущего расчётного шага;
- расчёт прогрева и уноса материала;
- получение новой образующей.

Схематично сценарий расчёта показан на рисунке 4.8. В рамках расчёта

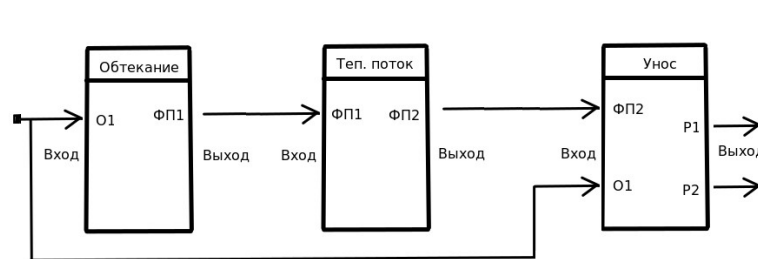


Рисунок 4.8 — Сценарий расчёта уноса метеоритного тела

уноса используются следующие объекты:

O1 — образующая метеороидного тела;

ФП1 — поле давления, температуры, скорости на вычислительной сетке;

ФП2 — поле давления, температуры, скорости и теплового потока на вычислительной сетке;

P1 — результат расчёта в виде образующей;

P2 — результат расчёта в виде физического поля.

В рамках нашего подхода в организации комплексного расчёта на стороне решателей выполняется подготовительный и сопроводительные операции, такие как конвертирование и преобразование данных, необходимая их обработка.

Обтекание: построение 2D расчётной сетки из образующей, расчёт полей внешнего обтекания;

Теп. поток: проведение 2D расчёта теплового потока;

Унос: построение 3D расчётной сетки, мапирование данных 2D теплового потока на 3D сетку, мапирование полей температуры с предыдущего шага, выполнения расчёта прогрева и уноса, получение результатов — новая образующая и поля температуры на новой сетке.

На рисунке 4.9 показана картина течения для первого шага.

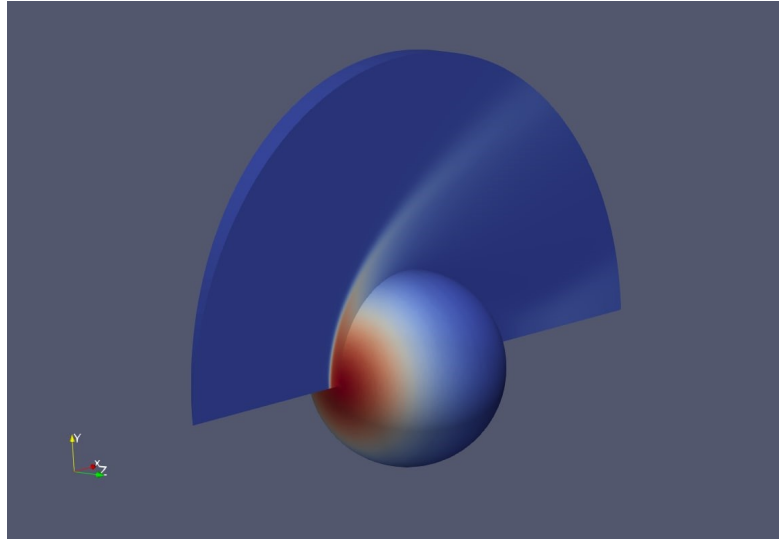


Рисунок 4.9 — Поле давления в начале исполнения расчётного сценария

Расчётный сценарий был повторен 100 раз, на рисунке 4.10 представлена эволюция формы под действием турбулентных тепловых потоков.

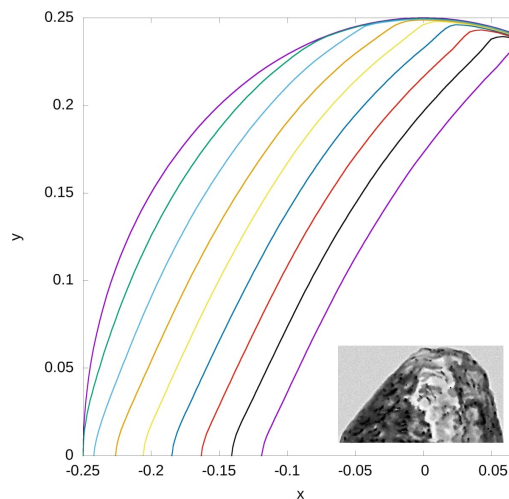


Рисунок 4.10 — Эволюция образующей метеороидного тела

Турбулентный режим определяет форму метеорита для движения в атмосфере. В работе [6] уделяется внимание угловой точке, возникающей в результате эволюции формы.

На рисунке 4.10 видно, что хоть и угловая точка сглажена, но в процессе движения поверхности не вызывает численную неустойчивость и развал расчёта. На рисунке 4.10 также представлена фотография метеорита, что показывает сходство метеоритных форм в расчёте с реальными метеоритными формами.

В работе [43] была получена стационарная метеоритная форма. Расчёт проводился в предположении локальности теплового потока, использовался ме-



тод эффективной длины, силовые нагрузки рассчитывались методом Ньютона. Численно решалось интегродифференциальное уравнение [4].

Сравнение результатов расчёта стационарной метеоритной формы с данными работы [43] приведены на рисунке 4.11 и показывают хорошее согласие

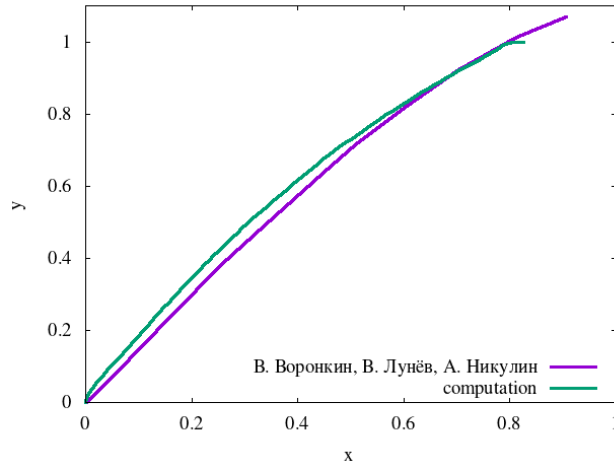


Рисунок 4.11 — Сравнение стационарной метеоритной формы с формой из работы [43] при скорости движения  $M=6$ , идеальный газ

между собой, что позволяет утверждать о корректном расчёте изменения формы метеорита при сильном уносе.

На рисунке 4.12 представлена картина течения в разные моменты времени, на поверхности метеоритного тела показана температура.

На рисунке 4.13 представлено изменение формы. Внешнее обтекания рассчитывалось в осесимметричной постановке, но сам расчёт прогрева и уноса происходил в трёхмерной постановке. На рисунке 4.13 представлен процесс изменения формы метеоритного тела.

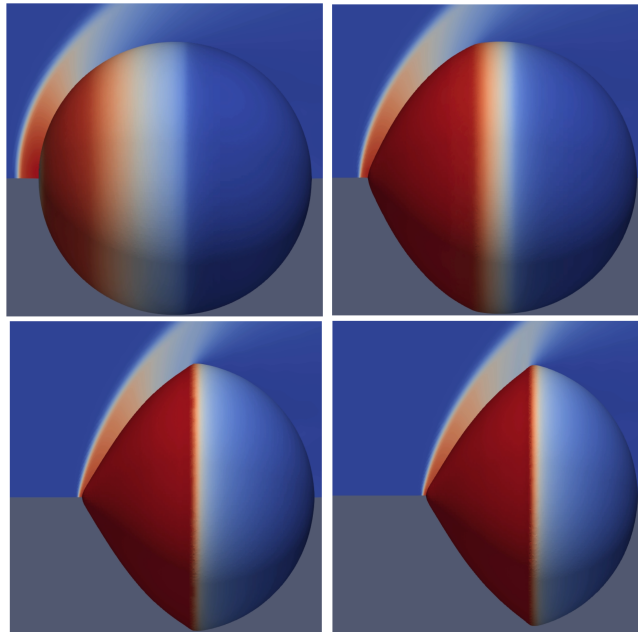


Рисунок 4.12 — Картина течения и форма метеороидного тела в процессе расчёта

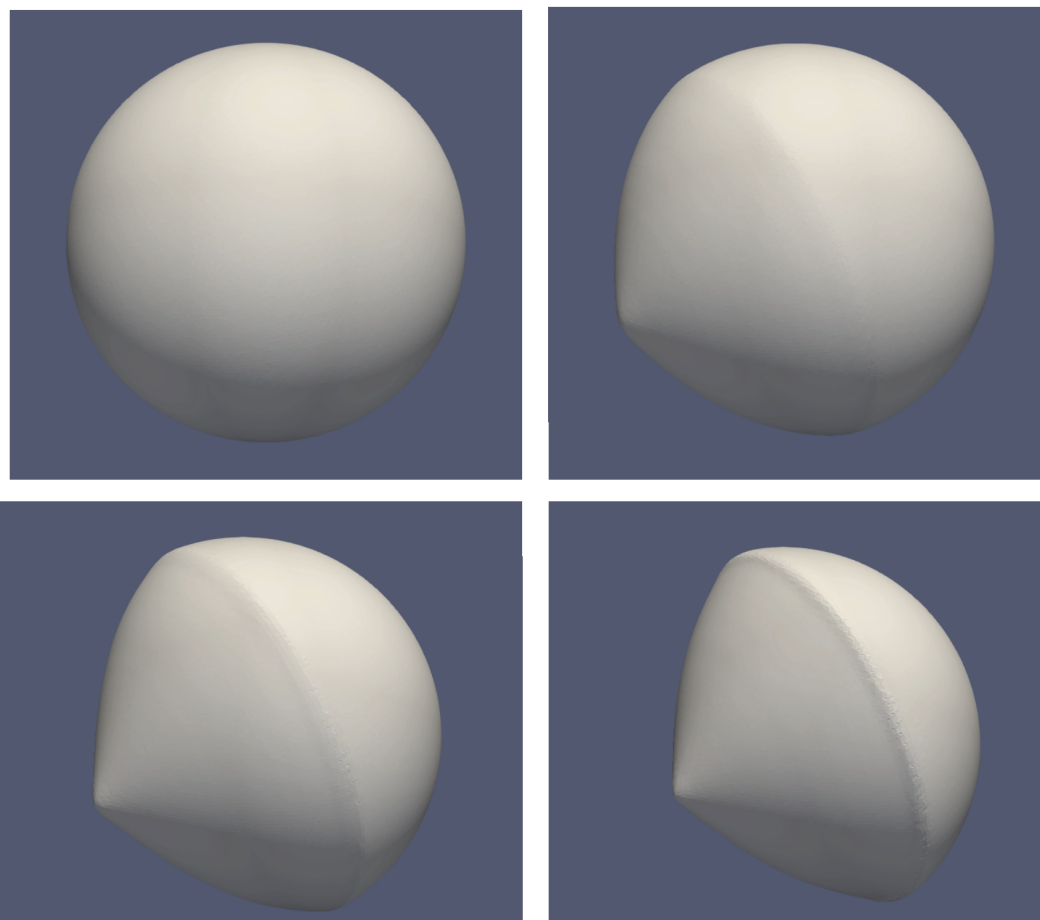


Рисунок 4.13 — Картина изменение формы метеороидного тела в процессе расчёта



### 4.3 Обеспечение качества расчётной сетки при сильных изменениях геометрии

Как показано в разделе 4.2, метеориты испытывают сильное изменение поверхности, линейные размеры которого сравнимы с линейными размерами самого метеорита.

Сильное изменение поверхности означает сильное движение точек расчётной сетки, что может привести к ухудшению качества расчётной сетки и сделать её непригодной для расчёта.

Пример показан на рисунке 4.14. В окрестности критической точки при сильном уносе показана деградация расчётной сетки — ухудшение качества ячеек.

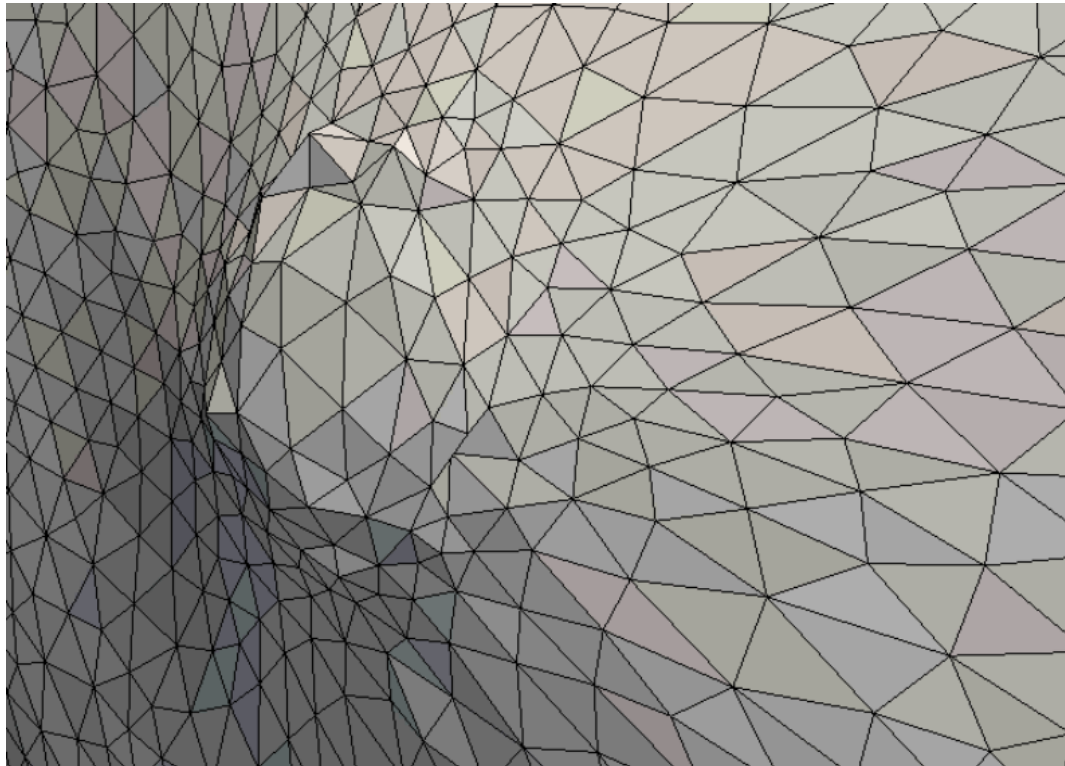


Рисунок 4.14 — Дегенерации расчётной сетки в окрестности точки растекания метеоритного тела

Для обеспечения устойчивого расчёта необходимо обеспечить качество ячеек расчётных сеток. В рамках данной работы предлагается периодически, через 5 — 10 итераций по времени, перестраивать расчётную сетку полностью.

Это гарантирует качество расчётных ячеек сетки, но усложняет расчётную цепочку — добавляя перестроение расчётной сетки и мапирование (перенос) необходимых полей на новую расчётную сетку.

#### 4.4 Выводы

По итогам исследования можно сделать выводы:

—Описано ядро, позволяющее проводить сложные комплексные расчёты с использованием различных решателей, конвертеров и вспомогательных программ;

—Показана работа расчётной цепочки при расчёте стационарной метеоритной формы в осесимметричной постановке;

—Проведена верификация результатов расчёта.

В главе 4 описан процесс расчёта сильного уноса материала метеороидного тела и показан результат расчёта — стационарная форма.

Расчёт такого типа требует координации совместной работы нескольких программ, поэтому была организована и представлена расчётная цепочка, состоящая из нескольких решателей.

## Глава 5. Решение задачи о расчёте изменения формы метеоритного тела в трёхмерной постановке с прогревом материала

В предыдущих главах подробно рассмотрены все основные необходимые методы для расчёта метеорита в трёхмерной постановке: определения аэродинамических тепловых и силовых нагрузок, расчёт изменения формы тела с учётом прогрева материала метеорита и организация совместной работы многих решателей в единой расчётной цепочке.

В этой главе приведём результаты расчёта метеороидного тела с характерной некачественной поверхностью — с выбоинами и кавернами. Расчёт проводился в трёхмерной постановке и прогревом материала метеорита.

### 5.1 Постановка задачи и определение тепловых потоков

В главе 2 данной работы был показан метод расчёта тепловых потоков на сложной геометрии метеоритного тела, в главе 3 представлен метод расчёта прогрева и разрушения поверхности метеорита.

В этой главе приведёт результат расчёта прогрева и разрушения метеороидного тела в трёхмерной постановке с прогревом материала.

Форма метеороидного тела показана на рисунке 2.5, представленным в главе 2. На рисунке 5.1 представлена сетка для расчёта внешнего обтекания, оценки конвективных тепловых потоков с помощью модифицированного метода эффективной длины и сетка для расчёта прогрева и уноса материала метеорита.

Параметры набегающего потока, теплофизические свойства материала метеорита и модель разрушения взята из главы 4.

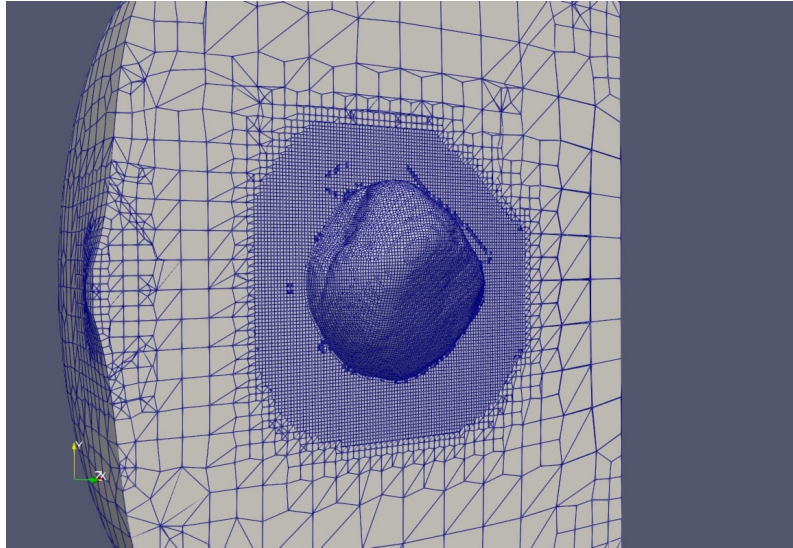


Рисунок 5.1 — 3D сетка для расчёта разрушения метеоритного тела

## 5.2 Сценарий и результат расчёта

Сценарий расчёта не отличается от сценария расчёта из 4-й главы за исключением того, что обмен данными между решателями внешнего теплового потока и решателем расчёта прогрева и разрушения материала метеорита происходит для трёхмерных полей. Схематично сценарий расчёта показан на рисунке 5.2.

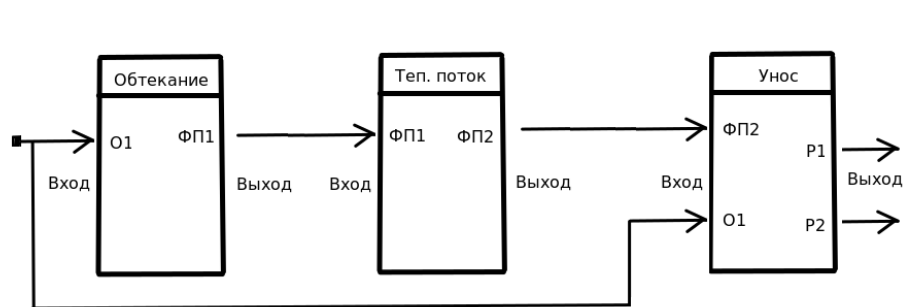


Рисунок 5.2 — Сценарий расчёта уноса метеоритного тела в 3D постановке

В рамках расчёта уноса используются следующие объекты:

- O1 — 3D поверхность метеороидного тела;
- ФП1 — поле давления, температуры, скорости на вычислительной сетке;
- ФП2 — поле давления, температуры, скорости и теплового потока на вычислительной сетке;
- P1 — результат расчёта в виде 3D поверхности;
- P2 — результат расчёта в виде физического поля.

Обтекание: построение 3D расчётной сетки из 3D поверхности, расчёт полей внешнего обтекания;

Теп. поток: проведение 3D расчёта теплового потока;

Унос: построение 3D расчётной сетки, мапирование данных 3D теплового потока на 3D сетку, мапирование полей температуры с предыдущего шага, выполнение расчёта прогрева и уноса, получение результатов — новая 3D поверхность и поля температуры на новой сетке.

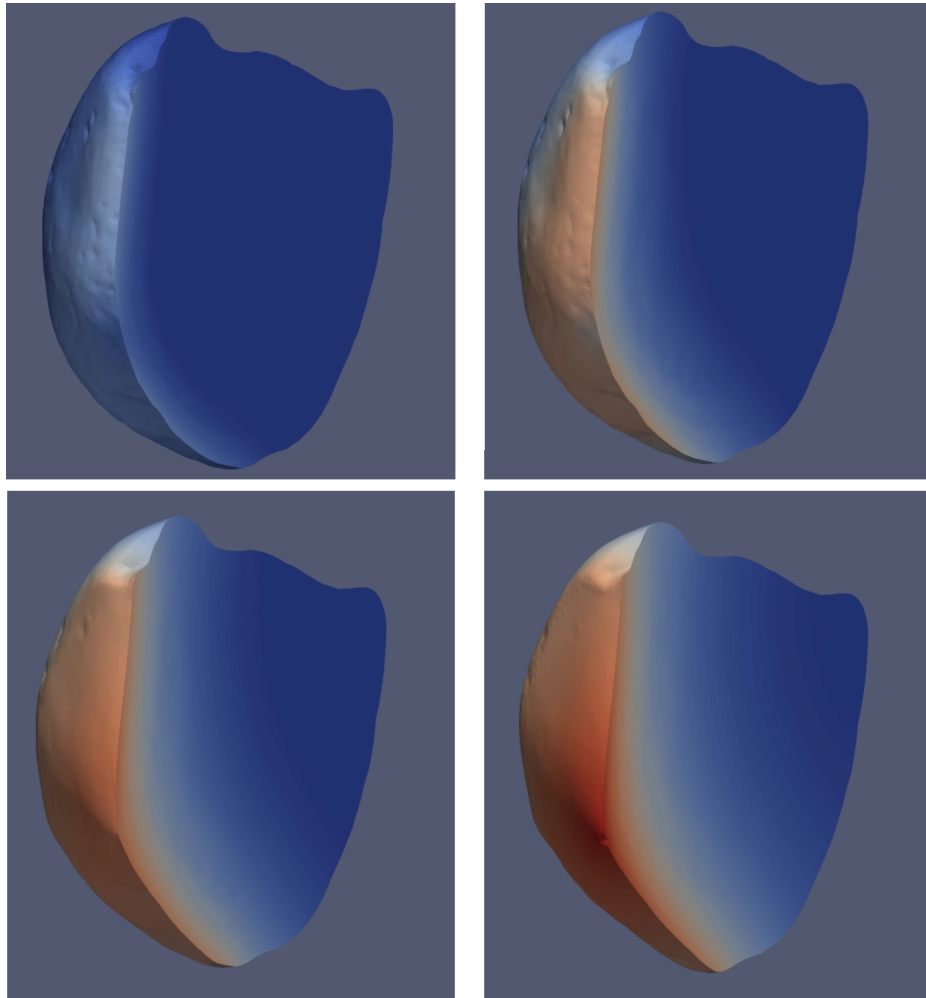


Рисунок 5.3 — Изменение формы метеороидного тела в процесс расчёта

На рисунке 5.4 представлена картина внешнего обтекания и изменение формы тела в разные моменты времени.

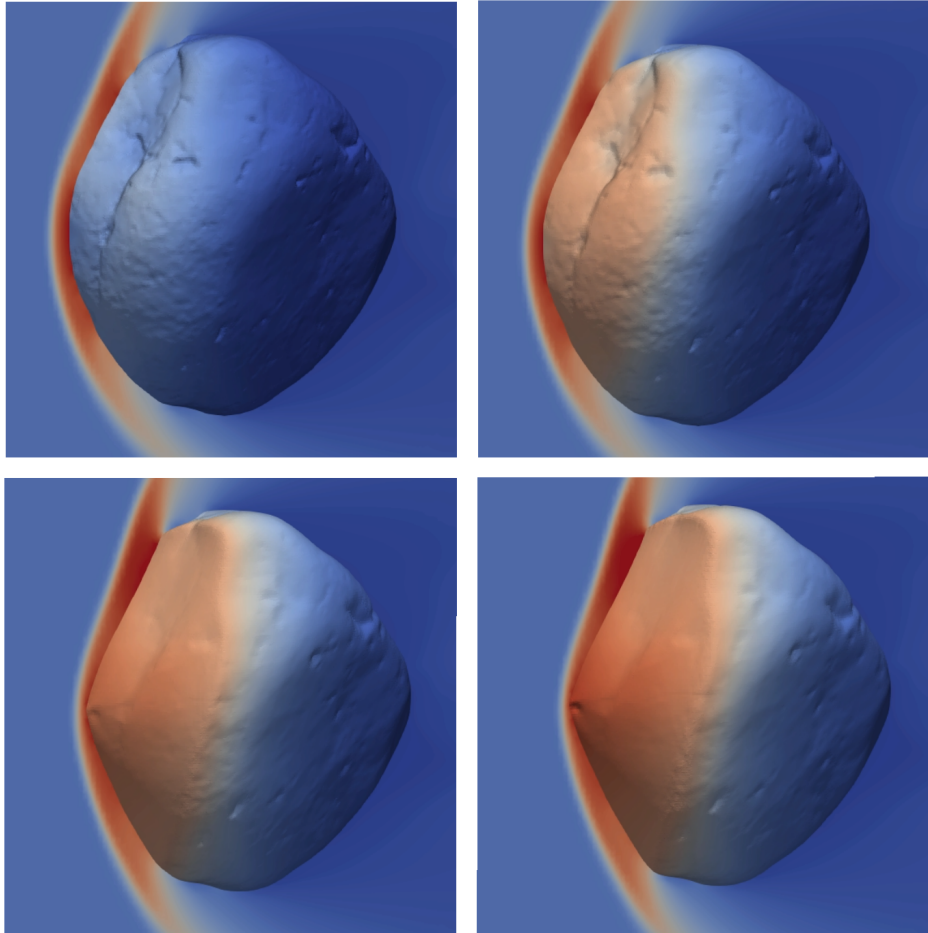


Рисунок 5.4 — Картина изменение формы метеороидного тела в процессе рас-  
чёта

### 5.3 Выводы

Проведён комплексный расчёт разрушения материала и изменение формы метеорита под действием аэродинамических тепловых и силовых нагрузок в трёхмерной постановке.

Начальная форма тела выбрана сложной, с выбоинами и впадинами.

Проводился расчёт силовых, тепловых нагрузок, изменение поверхности метеороидного тела и прогрев материала.

Показана способность подхода, изложенного в данной работе, проводить расчёты уноса материала метеорита сложной геометрии в трёхмерной постановке с прогревом его материала.



## Заключение

### *Основные результаты диссертационной работы*

- 1) разработан математический метод расчёта тепловых потоков на основе модификации метода эффективной длины;
- 2) показана возможность оценки тепловых потоков на телах сложной формы - с впадинами и выбоинами;
- 3) на языке программирования C++ проведена программная реализация метода расчёта тепловых потоков;
- 4) разработан вычислительный метод расчёта прогрева и уноса материала метеороидного тела в трёхмерной постановке на основе несопряжённого подхода, когда задача расчёта аэродинамического нагрева решается отдельно от задачи расчёта уноса и прогрева материала на поверхности метеорита;
- 5) показана возможность расчёта прогрева и уноса двумя способами:
  - с использованием оценки тепловых потоков предложенным в работе математическим методом на основе модификации метода эффективной длины;
  - с помощью расчёта тепловых потоков через решение уравнений Навье-Стокса;
- 6) приведен алгоритм расчёта механизма уноса углеродного материала в воздухе в равновесной постановке с использованием открытых библиотек `mutation++`;
- 7) реализованы разработанные модели и методы в проблемно-ориентированном комплексе параллельных программ, предназначенном для определения аэродинамического нагрева, расчёта изменения формы на основе суперкомпьютерного моделирования;
- 8) проведен расчёт изменения формы сложного метеороидного тела в трёхмерной постановке и прогревом его материала для режима, где определяющим влиянием является аэродинамический нагрев: характерный размер метеорита 0.25 м, скорость движения 2000 м/с, высота 20 км.

### *Перспективы дальнейшей работы*

В настоящее время вычислительные ресурсы становятся более доступны, поэтому расчёт конвективного теплового потока может проводиться в трёхмерной постановке на основе решения уравнений Навье-Стокса. Такой подход даст возможность для более точного определения тепловых потоков как на гладкой

наветренной поверхности сложных метеороидных тел, так и в кавернах, впадинах и донной области.

Движение метеороидных тел может происходить на высоких скоростях в несколько десятков Махов, таким образом, для корректного расчёта изменения формы необходима более полная физическая постановка задачи - учёт радиационного излучения на поверхность метеорита со стороны разогретого ударного слоя.

Перспективой развития данной работы является также и совершенствование математического метода расчёта разрушения поверхности метеороидного тела, которые может быть не только монолитной, но и состоять из различных пористых материалов.

В данной работе для решения сопряжённой задачи используется квази-сопряжённый подход, когда задачи получения внешних тепловых и силовых нагрузок на поверхность метеорита решается самостоятельно. Четвёртым важным направлением совершенствования методики расчёта является решение комплексной задачи в полной сопряжённой постановке, когда на каждом шаге интегрирования по времени совместно решаются все физические задачи.

#### *Благодарности*

Автор выражает глубокую благодарность В.В. Лунёву, В.И. Власову, Р.В. Ковалёву и научному руководителю А.М. Молчанову за внимание и участие в работе автора, без которых эта работа не состоялась бы.

Вклад научного руководителя в работу состоял в консультации при разработке и тестировании вычислительных алгоритмов и программных кодов и помощи в анализе полученных результатов, а также общее редактировании работы.

## Список сокращений и условных обозначений

$\dot{m}$	— скорость уноса;
$\frac{\alpha}{c_p}$	— коэффициент теплообмена;
$\mathbf{U} = \vec{U} = (U, V, M)$	— среднемассовая скорость потока;
$\rho$	— плотность;
$\rho_e, \mu_e$	— плотность и вязкость газа, рассчитанного для адиабатической энтальпии;
$\varepsilon$	— степень черноты поверхности материала;
$a$	— скорость звука;
$c_p$	— удельная теплоемкость при постоянном давлении;
$D$	— скорость движения поверхности;
$E$	— полная удельная энергия газа;
$H$	— удельная энтальпия газа;
$h_\delta$	— энтальпия на внешней границе пограничного слоя;
$H_e$	— адиабатическая энтальпия;
$h_w$	— энтальпия на поверхности тела;
$M$	— молярная масса;
$P$	— давление газа;
$p$	— давление;
$Pr$	— число Прандтля;
$q_w$	— конвективный тепловой поток к стенке;
$q_x, q_y, q_z$	— компоненты вектора теплового потока;
$S$	— длина дуги вдоль линии тока;
$T$	— температура;
$t$	— время;
$u, v, w$	— компоненты вектора скорости газа $V$ ;
$Mach$	— число Маха;

## Список литературы

1. *Стулов В. П., Мирский В. Н., Вислый А. И.* Аэродинамика болидов. — Издательство:Наука. ФизМатЛит, 1995. — ISBN 5-02-015178-5.
2. *Грицевич М. И., Стулов В. П., Турчак Л. И.* Классификация последствий ударов природных космических тел о Землю // Доклады Академии наук. — Федеральное государственное бюджетное учреждение "Российская академия наук". — 2009. — Т. 429, № 1. — С. 45—49.
3. *Турский Г. А., Ханукаева Д. Ю.* Баллистика дробящегося метеороида с учетом уноса массы в неизотермической атмосфере // Космические исследования. — 2008. — Т. 46, № 2. — С. 122—134.
4. *Лунев В. В.* Некоторые свойства и решения уравнения абляции // Известия АН СССР. МЖГ. — 1977. — Февр. — № 3. — С. 95—102.
5. *Землянский Б. А., Лунёв В. В., Власов В. И., Горшков А. Б., Залогин Г. Н., Ковалёв Р. В., Маринин В. П., Мурзинов И. Н.* Конвективный теплообмен летательный аппаратов. — Москва, ФизМатЛит, 2014.
6. *Знаменский В. В.* Численное решение уравнения уноса // Изв. АН СССР, МЖГ, — 1978. — № 2.
7. *Коняев В. Г.* Аналитическое исследование изменения формы аблирующих тел при их движении в атмосфере со сверхзвуковыми скоростями // Учёные записки ЦАГИ, — 1974. — № 6.
8. *Мурзинов И. Н.* О форме тел, разрушающихся под действием интенсивного нагрева в атмосфере // МЖГ. — 1965. — Т. 4.
9. *Мурзинов И. Н.* Аналитическое решение задач о стационарных формах в условиях абляции. Газовая и волновая динамика // Москва Изд-во МГУ, — 1979. — Т. 2.
10. *Молчанов А. М., Янышев Д. С.* Современные подходы к расчету характеристик течения при ламинарно-турбулентном переходе в пограничном слое // Теплофизика высоких температур. — 2018. — Т. 56, № 1. — С. 104—120.
11. *Chiu S. A., Pitts W. C.* Reusable surface insulations for reentry spacecraft // 29-th Aerospace Sciences Meeting, Nevada. — 1991. — 7 янв.

12. *Touloukian Y. S., Powell R. W., Ho C. Y., Klemens P. G.* Thermal Conductivity Nonmetallic Solid // Thermophysical Properties of Matter. — 1970. — 4 янв. — Т. 2. — С. 21—23.
13. *Полежаев Ю. В., Юревич Ф. Б.* Тепловая защита. — Москва, «Энергия», 1976.
14. *Lundell J. H., Dickey R. R.* Ablation of ATJ Graphite at High Temperatures // AIAA Journal. — 1973. — Т. 11, № 2. — С. 216—222.
15. *Burns R. P., Jason A. J., Inghram M. G.* Evaporation Coefficient of Graphite // Journal of Chemical Physics. — 1964. — Т. 40. — С. 1161—1162.
16. *Zavitsanos P. D.* The vaporization of pyrolytic graphite // Space Sciences Laboratories Report. — 1966. — R66SD31.
17. *Wright M. J., Bose D., Palmer G. E., Levin E.* Recommended Collision Integrals for Transport Property Computations. Part 1 // AIAA Journal. — 2005. — Дек. — Т. 43, № 12, 2005. — С. 2558—2564.
18. *Wright M. J., Hwang H. H., Schwenke D. W.* Recommended Collision Integrals for Transport Property Computations Part 2: Mars and Venus Entries // AIAA Journal, — 2007. — Янв. — Т. 45, № 1. — С. 281—288.
19. *Baker F. L., Covington M. A.* The high temperature thermochemical properties of carbon // Office of Naval Research Interim Report, The Aerospace Corporation, El Segundo, CA. — 1982. — TR-0082(2729)—1.
20. *Ladacki M., Hamilton I. V., Cohz S. N.* Heat of Pyrolysis of Resin in Silica-Phenolic Ablator // AIAA Journal. — 1966. — Т. 4, № 10. — С. 1798—1802.
21. *Bueche J. F.* Effects of improvements and uncertainties in thermophysical properties on carbon phenolic heat shield thermal performance predictions // AIAA Paper. — 1977. — № 77/78.
22. *Metzger J. W., Engel M. J., Diaconisj N. S.* Oxidation and Sublimation of Graphite in Simulated Re-Entry Environments // AIAA Journal. — 1967.
23. *Johm H., Lundell, Robert, Dickey R.* Ablation of ATJ Graphite at High Temperatures // AIAA Journal. — 1973.
24. *Matsu K., Koyama A., Uehara K.* Fluid-Mechanical Effects on the Combustion Rate of Solid Carbon // Combustion and flame. — 1975. — № 25. — С. 55—66.
25. *Helber B., Chazot O., Magin T., Hubin A.* Ablation of carbon preform in the VKI Plasmatron // 43-rd AIAA Thermophysics Conference. — 2012.

26. *Pflieger R., Sheindlin M., Colle J. Y.* Advances in the mass spectrometric study of the laser vaporization of graphite // *Journal of applied physics* 104,054902. — 2008.
27. *Scala S. M., Gilbert L. M.* Sublimation of Graphite at Hypersonic Speeds // *AIAA Journal*. — 1965. — Сент. — Т. 3, № 9.
28. *Пчелкин Ю. Д.* Приближённый метод расчёта уноса массы углеродных материалов в высокотемпературном воздухе // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2014. — Т. 75, № 2.
29. *Власов В. И., Залогин Г. Н.* Численное моделирование термохимического разрушения углеродосодержащих материалов тепловой защиты // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2015. — Февр. — № 81. — С. 84–90.
30. *Natali M., Puri I., Kenny J., Torre L., Rallini M.* Microstructure and ablation behavior of an affordable and reliable nanostructured // *Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA), Polymer Degradation and Stability*. — 2017. — № 141. — С. 84–96.
31. *Tran H. K., Johnson C., Rasky D. J., Hui F. C. L., Hsu M., Chen Y. K.* Phenolic Impregnated Carbon Ablators (PICA) for Discovery class missions // *AIAA Meeting Papers on Disc*. — 1996.
32. *Bessire B. K., Lahankar S. A., Minton T. K.* Pyrolysis of Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA). —
33. *Chen Y. K., Milos F. S.* Ablation and Thermal Response Program for pacecraft Heatshield Analysis // *Journal of spacecraft and rockets*. — 1999. — Т. 36, № 3.
34. *Milos F. S., Chen Y. K.* Nonequilibrium Ablation of Phenolic Impregnated Carbon Ablator // *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida*. — 2010.
35. *Milos F. S., Chen Y. K.* Ablation and Thermal Response Property Model Validation for Phenolic Impregnated Carbon Ablator // *Journal of spacecraft and rockets*. — 2010. — Т. 47, № 5.
36. *Joatton R. C.* Formulation of the Surface Ablation of a Silicon-Nylon-Phenol Material // *J. Spacecraft Engineering Notes, Siliea-Nylon-Phenol-joatton*. — 1971. — Т. 8, № 5.
37. *Schneider P., Dolton T., Reed G.* Mechanical Erosion of Charring Ablators in Ground-Test and Re-Entry Environments // *AIAA Journal*. — 1968. — Т. 6, № 1.

38. Андрущенко В. А., Головешкин В. А., Сызранова Н. Г. Об одном из механизмов, формирующих поверхностный рельеф выпадающих метеорных тел // Теплофизика высоких температур. — 2020. — Т. 58, № 1. — С. 135—140.
39. Михатулин Д. С., Полежаев Ю. В., Ревизников Д. Л. Теплообмен, термохимическое и термоэрозионное разрушение тепловой защиты. — Москва, Янус-К., 2011.
40. Song D. J., Lewis C. H. Hypersonic-finite rate chemically reacting viscous flows over an ablating carbon surface // Journal of Spacecraft and Rockets. — 1986. — Т. 23, № 1. — С. 47—54.
41. Duffa G., Vignoles G., Goyheneche J., Aspa Y. Ablation of carbon-based materials: investigation of roughness set-up from heterogeneous reactions // International Journal of Heat and Mass Transfer 48. — 2005.
42. Vignoles G., Lachaud J., Aspa Y. Ablation of carbon-based materials: multiscale roughness modelling // Composites Science and Technology. — 2009. — Июль. — Т. 69, № 9.
43. Воронкин В. Г., Лунёв В. В., Никулин А. Н. О стационарной форме тел при их разрушении за счёт аэродинамического нагрева // Изв. АН. СССР, МЖГ, — 1978. — Февр. — № 2.
44. Лунёв В. В., Поляков И. Н. Об устойчивости стационарного решения уравнения обгара // Изв. АН. СССР, МЖГ, — 1985. — № 2.
45. Thyson N., Neuringer J., Pallone A., Chen K. K. Nose tip shape change predictions during atmospheric re-entry // AIAA Paper. — 1970.
46. Baker R. Low temperature ablator nose tip shape change at angle of attack // 10th Aerospace Sciences Meeting. — 1972. — URL: <https://arc.aiaa.org>.
47. Callaway D. W., Reeder M. F., Greendyke R. B. Ablation Measurements and Analysis of Solid Carbon Dioxide Models at Mach 3 // Journal of Spacecraft. — 2014. — URL: <https://arc.aiaa.org>.
48. Suzuki T., Sakai T., Yamada T. Calculation of Thermal Response of Ablator Under Arcjet Flow Condition // Journal of the thermophysics and heat transfer. — 2007. — Апр. — Т. 21, № 2.
49. Lachaud J., Magin T., Cozmuta I., Mansour N. A short review of ablative-material response models and simulation tools. —

50. *Chen Y. K., Milos F. S.* Two-Dimensional Implicit Thermal Response and Ablation Program for Charring Materials // Journal of spacecraft and rockets. — 2001. — Т. 38, № 4.
51. *Suzuki T., Sakai T., Yamada T.* Calculation of Thermal Response of Ablator Under Arcjet Flow Condition // Journal of thermophysics and heat transfer. — 2007. — Апр. — Т. 2, № 2.
52. *Lachaud J., Maginand T., Cozmuta I., Mansour N.* A short review of ablative-material response models and simulation tools. —
53. *Chen Y.-K., Milos F. S., Reda D. C., Stewart D. A.* Graphite Ablation and Thermal Response Simulation Under Arc-Jet Flow Conditions // 36th AIAA Thermophysics Conference. — 2003.
54. *Минюшкин Д. Н.* Трёхмерный расчёт прогрева и уноса теплозащитного материала с использованием платформы OpenFOAM на неструктурированной сетке // Космонавтика и ракетостроение. — 2018. — № 5. — С. 101—111.
55. *Quan V.* Quasi-steady solution for ablation-erosion heat transfer // Journal of Spacecraft and Rockets. — 1970. — Т. 7, № 3. — С. 355—357.
56. *Mansour N., Lachaud J., Magin T., Muelenaere J. de, Chen Y.-K.* High-fidelity charring ablator thermal response model // 42nd AIAA Thermophysics Conference. — 2011.
57. *Hillberg L. B.* The convective heating and ablation program (chap) // Technical report, Boeing Report No. D2-36402-1. — 1966.
58. A. Inc. Aerotherm charring material thermal response and ablation program - version 3 // Technical report, Aerotherm report UM-70-14. — 1970.
59. *Bond R., Potter D., Kuntz D., Amar A., Smith J.* Aerothermal capabilities at sandia national laboratories // Approved for unlimited release as SAND 2005-4513P, Technical report. — 2005.
60. *Ahn H. K., Park C., Sawada K.* Response of heatshield material at stagnation point of pioneer venus probes // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. — 2002. — Июль. — Т. 16, № 3. — С. 432—439.
61. *Bond R., Potter D., Kuntz D., Amar A., Smith J.* Aerothermal capabilities at sandia national laboratories // Approved for unlimited release as SAND 2005-4513P, Technical report. — 2005.
62. *Chen Y. K., Milos F. S.* Ablation and thermal response program for spacecraft heatshield analysis // Journal of Spacecraft and Rockets. — 1999. — Т. 36, № 3. — С. 475—483.



63. *Ewing M. E., Richardson D. E.* Phenomena and material property requirements for a combined structural and thermal ablation model // . — 03.2011.
64. *Upadhyay R. R., Bauman P., Stogner R., Schulz K. W., Ezekoye O. A.* Steady-state ablation model coupling with hypersonic flow // In AIAA paper, number 2010-1176. — 2010.
65. *Martin A., Boyd I.* Simulation of pyrolysis gas within a thermal protection system // In AIAA, editor, 40th Thermophysics Conference, Seattle, Washington. — 2008. — 23 июля. — № 3805. — С. 20.
66. *Martin A., Boyd I.* Implicit implementation of material response and moving meshes for hypersonic re-entry ablation // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida. — 2009. — 5 янв.
67. *Bond R., Potter D., Kuntz D., Amar A., Smith J.* // Approved for unlimited release as SAND 2005-4513P, Technical report, — 2005.
68. *Пчелкин Ю. Д.* Приближённый метод расчёта уноса массы углеродных материалов в высокотемпературном воздухе // Космонавтика и ракетостроение. — 2014. — Т. 75, вып. 2.
69. *Milos F. S., Chen Y. K.* Two-dimensional ablation, thermal response, and sizing program for pyrolyzing ablators // In AIAA paper, number 2008-1223. — 2008.
70. *Gosse, Candler G.* Ablation modeling of electro-magnetic launched projectile for access to space. // In AIAA paper, number 2007-1210. — 2007.
71. *Ewing M. E., Richardson D. E.* Phenomena and material property requirements for a combined structural and thermal ablation model // . — 03.2011.
72. *Venkatachari B. S., Cheng G. C., Koomullil R. P., Ayasoufi A.* Computational tools for re-entry aerothermodynamics: Part II. Surface ablation. // . — 2008. — С. 12.
73. *Lachaud J., Mansour N. N.* A pyrolysis and ablation toolbox based on openfoam - with application to material response under high-enthalpy environments. // In 5th OpenFOAM Workshop, Gothenburg, Sweden, Chalmers University. — 2010. — Июль.
74. *Родионов А. В.* Искусственная вязкость для подавления численной неустойчивости типа "КАРБУНКУЛ" в расчётах трехмерных задач //

- Вопросы атомной науки и техники. Серия: Математическое моделирование физических процессов. — 2018. — № 3. — С. 44–51.
75. *Kurganov A., Tadmor E.* New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convection–diffusion equations // *Journal of computational physics*. — 2000. — Т. 160, № 1. — С. 241–282.
  76. *Jasak H., et al.* OpenFOAM: A C++ library for complex physics simulations // *International workshop on coupled methods in numerical dynamics*. — IUC Dubrovnik Croatia. — 2007. — Т. 1000. — С. 1–20.
  77. *Авдучевский В. С., и др.* Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. Т. 528. — Москва, Машиностроение, 1992.
  78. *Журин С. В.* Методика численного моделирования конвективного теплообмена на телах сложной формы с использованием метода эффективной длины // дис. МФТИ. Москва. — 2009.
  79. *Дымарский Я. М.* Лекции по математическому анализу : учебное пособие. В трёх частях. Ч. 3 // Москва, МФТИ, — 2020. — С. 69.
  80. *Журин С. В.* Расчёт конвективных тепловых потоков методом эффективной длины с помощью неструктурированной сетки по газодинамическим параметрам, полученным в рамках программного комплекса «AeroShape 3D» // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2009. — Т. 57, № 4. — С. 40–47.
  81. *Лунёв В. В.* Течение реальных газов с большими скоростями. — Москва, Физматлит, 2007. — С. 760.
  82. *Anderson J. D.* Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. — New York: The McGraw-Hill Company, 1989.
  83. *Duffa G.* Ablative Thermal Protection Systems Modeling // *AIAA Education series*. — 2013.
  84. *Scoggins J. B., Magin T. E.* Development of mutation++: Multicomponent thermodynamic and transport properties for ionized plasmas written in c++. — 2014. — Июнь. — DOI: [10.2514/6.2014-2966](https://doi.org/10.2514/6.2014-2966).
  85. *Chen Y.-K., Milos F. S., Reda D. C., Stewart D. A.* Graphite Ablation and Thermal Response Simulation Under Arc-Jet Flow Conditions // *36th AIAA Thermophysics Conference*. — 2003.
  86. *Тихоньчев П. С.* Метод построения пространственных слоистых сеток для задач обтекания летательных аппаратов с изменяющейся формой, основанный на электростатической аналогии // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. — 2016. — Т. 17, № 3.

87. *Тихоньчев П. С.* Метод построения пространственных слоистых сеток для задач обтекания летательных аппаратов с изменяющейся формой, основанный на механической аналогии // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2017. — Т. 96, № 3.
88. *Touloukian Y. S., Powell R. W., Ho C. Y., Klemens P. G.* Thermal Conductivity Nonmetallic Solid // *Thermophysical Properties of Matter*. — 1970. — Т. 2. — С. 21—23.
89. *Chiu S. A., Pitts W. C.* reusable surface insulation for reentry spacecraft // 29th Aerospace Sciences Meeting, Nevada. — 1991. — 7 янв.
90. *Tao X., Xu X., Guo L., Hong W., Guo A., Hou F., Liu J.* MoSi<sub>2</sub>-borosilicate glass coating on fibrous ceramics prepared by in-situ reaction method for infrared radiation // *Materials and Design* 103. — 2016. — Т. 103. — С. 144—151.
91. *Minyushkin D. N., Kryukov I. A.* Calculation of aerodynamic heating and ablation of thermal protection system in axisymmetric formulation // *AIP Conference Proceedings*. — AIP Publishing LLC. — 2019. — Т. 2181, № 1. — С. 20—25.
92. *Минюшкин Д. Н., Крюков И. А.* Расчет прогрева и уноса теплозащитного материала в осесимметричной постановке // *Теплофизика высоких температур*. — 2020. — Т. 58, № 2. — С. 244—248.
93. *Григорьев А. И., Тихоньчев П. С.* Механизм интеграции вычислительных программ в единую систему для решения комплексных задач моделирования высокоскоростных летательных аппаратов // *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*. — 2020. — № 4. — С. 59—63.
94. *Иванов А. В., Ярошевский А. А., Иванова М. А.* Минералы метеоритов - новый каталог // *Геохимия*, Москва. — 2019. — Т. 64, № 8. — С. 869—932.
95. *Кривов М. А.* Численный подход для получения вероятностной оценки остаточной массы, точки падения и других параметров метеорита по светлomu участку его пути // *ВМК МГУ, РФФИ проект №18-37-00429 мол-а*. — 2021. — С. 45—58.
96. *Турский Г. А.* Взаимодействие космических тел с атмосферами Земли и планет // *Соровский общеобразовательный журнал, МФТИ*. — 2000. — Т. 6, № 5.

## Список рисунков

1.1	Баланс энергии . . . . .	15
2.1	Схема определения линии тока . . . . .	31
2.2	Распределение ламинарного теплового потока . . . . .	40
2.3	Распределение турбулентного теплового потока . . . . .	41
2.4	Распределение ламинарных тепловых потоков по диску . . . . .	43
2.5	Форма метеороидного тела . . . . .	44
2.6	Распределение ламинарного коэффициента теплообмена . . . . .	44
2.7	Распределение турбулентного коэффициента теплообмена . . . . .	45
2.8	Внешний вид модели «Шаттл» . . . . .	45
2.9	Сложная форма донной области модели «Шаттл» . . . . .	46
2.10	Расчётная сетка для модели «Шаттл» . . . . .	47
2.11	Картина течения для модели «Шаттла» . . . . .	47
2.12	Линии тока на поверхности модели в донной области . . . . .	47
2.13	Сравнение результатов расчёта . . . . .	48
3.1	Общий алгоритм . . . . .	53
3.2	Зависимость скорости уноса массы углеродной поверхности . . . . .	54
3.3	Потоки массы при разрушении материала . . . . .	56
3.4	Схема расчета скорости уноса . . . . .	59
3.5	Расчётная сетка из работы [85] . . . . .	61
3.6	Сравнение распределения теплового потока . . . . .	63
3.7	Сравнение распределения величины уноса . . . . .	64
3.8	Сравнение температуры в точке 45° . . . . .	65
3.9	Структурированная расчётная сетка . . . . .	66
3.10	Сравнение распределения величины уноса в критической точке . . . . .	68
3.11	Сравнение рассчитанной температуры датчика ТС1 . . . . .	68
3.12	Сравнение рассчитанной температуры датчика ТС2 . . . . .	69
3.13	Распределение числа Маха . . . . .	70
3.14	Профили форм графитовой модели . . . . .	71
4.1	Сверхзвуковое обтекание сферической поверхности . . . . .	73
4.2	Пример цепочки расчетов . . . . .	75
4.3	Общий вид моделирующей системы . . . . .	76
4.4	Типовой вид модуля моделирующей системы . . . . .	77
4.5	Поток данных в моделирующей системе . . . . .	78

4.6	Сценарий запуска модулей . . . . .	78
4.7	Вычислительная сетка для расчёта внешнего обтекания и разрушения	80
4.8	Сценарий расчёта уноса метеоритного тела . . . . .	81
4.9	Поле давления в начале исполнения расчётного сценария . . . . .	82
4.10	Эволюция образующей метеороидного тела . . . . .	82
4.11	Сравнение стационарной метеоритной формы . . . . .	83
4.12	Картина течения и форма метеороидного тела в процессе расчёта . .	84
4.13	Картина изменение формы метеороидного тела в процессе расчёта .	84
4.14	Деградации расчётной сетки . . . . .	85
5.1	3D сетка для расчёта разрушения метеоритного тела . . . . .	89
5.2	Сценарий расчёта уноса метеоритного тела в 3D постановке . . . . .	89
5.3	Изменение форма метеороидного тела в процесс расчёта . . . . .	90
5.4	Картина изменение формы метеороидного тела в процесс расчёта . .	91
1	Схема взаимодействия CFD кода и библиотеки Mutation++ . . . . .	108
2	Архитектура Mutation++ . . . . .	108
3	Формат настройки термодинамического модуля . . . . .	109
4	Формат настройки модели расчёта интеграла столкновений . . . . .	109
5	Формат настройки модуля химической кинетики . . . . .	110
6	Формат настройки модуля химической кинетики . . . . .	111

**Список таблиц**

3.1	Теплофизические свойства РОСО графита . . . . .	62
3.2	Теплопроводность АТJ графита . . . . .	66
3.3	Теплопроводность пористого алюминия АЕТВ . . . . .	67
3.4	Теплоёмкость алюминия в зависимости от температуры . . . . .	67
3.5	Отклонения величины уноса для РОСО графита . . . . .	71

## Приложение А

### Описание библиотеки Mutation++

Расчёт неравновесных течений необходим для широкого спектра задач: расчёт движения газа с высокими скоростями, расчёт двигателей.

Оценка тепловых потоков при высоких скоростях течения газа влияет на расчёт уноса поверхности материала под действием тепловых и силовых нагрузок.

Режимы таких течений зависят от скорости движения газа и характерного времени протекания реакции: могут быть как равновесные (время реакции несоизмеримо меньше, чем время движения газа в интересующей области), замороженные (время реакции – большое) и собственно неравновесные (время реакции сопоставимо с временем движения).

В настоящее время существует много кодов вычислительной газовой динамики (CFD), в которых используются данные для неравновесного состава смесей: теплофизические и транспортные свойства, скорость производства компонент смеси и поток энергии.

Для того, чтобы оперативно использовать такие данные непосредственно в CFD коде разработана библиотека Mutation++. Библиотека разработана с учётом следующих требований:

- 1) обеспечить точные термодинамические, транспортные, кинетические данные для многокомпонентных смесей;
- 2) основа её – объектно-ориентированный подход на языке C++;
- 3) быть легко расширяемой для включения новых данных;
- 4) создана на основе открытого исходным кодом для продвижения кода и обмена данными между различными исследовательскими сообществами.

Библиотека состоит из четырёх основных модулей: термодинамика, транспорт, химическая кинетика и взаимодействие газа с поверхностью.

Общая схема взаимодействия CFD кода и библиотеки представлена на рис.1.

#### ***Архитектура решения***

Mutation++ разработан на основе подхода объектно-ориентированного программирования (ООП) на языке C++. Основной доступ к библиотеке осу-

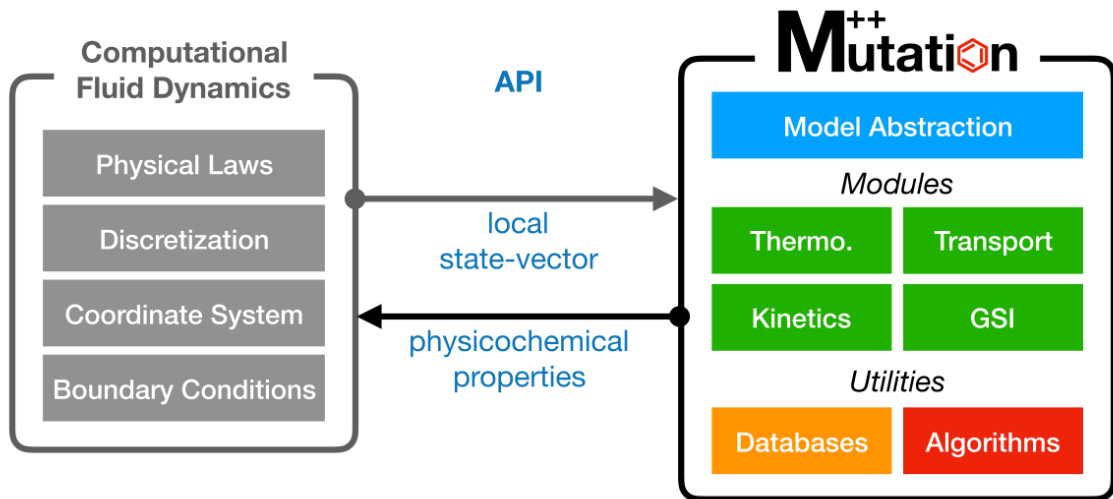


Рисунок 1 — Схема взаимодействия CFD кода и библиотеки Mutation++

цествляется через объект Mixture, реализованный в виде набора функционала по доступу к различным физическим данным, как показано на рисунке 2.

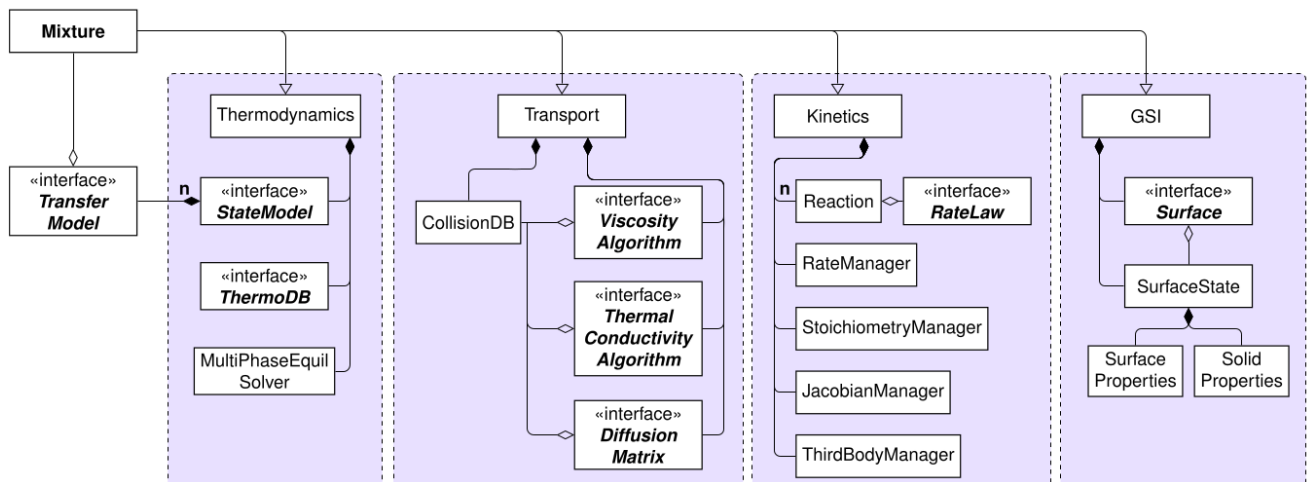


Рисунок 2 — Архитектура Mutation++

Ниже опишем подробнее основные функциональные модули.

### **Термодинамика**

Модуль термодинамики позволяет рассчитывать параметры внутренней энергии, энтальпии, энтропии, свободную энергию Гиббса для смеси. Эти параметры вычисляются на основе вычисления суммы параметров компонент с учётом их массовой доли в смеси.

Термодинамические параметры для компонент можно получать несколькими путями, и у них есть свои особенности, области применения.

Библиотека Mutation++ обеспечивает необходимый уровень абстракции доступа к расчёту термодинамических параметров и на уровне кода обеспечивает единый интерфейс.



Представлены три способа получения термодинамических параметров: полином NASA с 7 и 9 коэффициентами и на основе RRHO.

Пользователь, редактируя настроечный файл в удобной форме, может указать конкретный способ расчёта термодинамических параметров, как показано на рисунке 3.

```
<mixture state_model="ChemNonEq1T" thermo_db="RRHO" mechanism="air_11_Park">
  <!-- List of species in the mixture -->
  <species>
    e- N N+ O O+ NO NO+ N2 N2+ O2 O2+
  </species>

  <!-- Named compositions -->
  <element-compositions default="air">
    <composition name='air' type="mole">
      N:0.79, O:0.21
    </composition>
  </element-compositions>
</mixture>
```

Рисунок 3 — Формат настройки термодинамического модуля

### *Транспорт*

Расчёт течения газа требует корректного определения транспортных коэффициентов, таких как теплопроводность, вязкость и диффузия.

Транспортные коэффициенты для смеси газа рассчитываются по методу Чепмена-Энскога решения уравнения Больцмана.

Для получения результата необходимо вычислять интегралы столкновений.

```
<collisions>
  <!-- Default collision integral data -->
  <defaults>
    <!-- Charged interactions -->
    <charged>
      <Q11 type="Debye-Huckel"/>
      <Q12 type="Debye-Huckel"/>
      <!-- Other integrals... -->
    </charged>

    <!-- Other interactions types... -->
  </defaults>

  <!-- Explicitly defined collision pairs -->
  <pair s1="e-" s2="N">
    <Q11 type="table" units="K,A-A" multipi="yes">
      2000 4000 6000 8000 10000 15000 20000,
      9.04 4.06 2.93 2.53 2.34 2.13 1.98
    </Q11>
    <!-- Other integrals... -->
  </pair>

  <!-- Other collision pairs... -->
</collisions>
```

Рисунок 4 — Формат настройки модели расчёта интеграла столкновений

На рисунке 4 представлен формат задания параметров модели расчёта интеграла столкновения.

Необходимо отметить, что в архитектуре библиотеки предусмотрена возможность добавлять новые типы моделей. Для доступа к функционалу расчёта коэффициента теплопроводности из CFD кода в Mutation++ реализован единый интерфейс доступа через абстрактный класс ThermalConductivityAlgorithm (рисунок 2).

### *Химическая кинетика*

Модуль химической кинетики проводит вычисления производства компонент с учётом конечной скорости химической реакции. Модуль предоставляет доступ к объектам через интерфейс Reaction и задаётся пользователем через файл, как показано на рисунке 5.

```
<mechanism name="air_11_Park">
  <!-- Default units -->
  <arrhenius_units A="mol,cm,s,K" E="kcal,mol,K" />

  <!-- Reactions -->
  <reaction formula="N2+M=2N+M">
    <arrhenius A="3.0E+22" n="-1.6" T="113200.0"/>
    <M>N2:0.2333, NO:0.2333, O2:0.2333</M>
  </reaction>

  <reaction formula="N2+e-=2N+e-">
    <arrhenius A="3.0E+24" n="-1.6" T="113200."/>
  </reaction>

  <reaction formula="O2+M=2O+M">
    <arrhenius A="1.0E+22" n="-1.5" T="59360.0"/>
    <M>N2:0.2, NO:0.2, O2:0.2</M>
  </reaction>

  <!-- More reactions... -->
</mechanism>
```

Рисунок 5 — Формат настройки модуля химической кинетики

Помимо производства компонент библиотека Mutation++ позволяет доступ к «промежуточным» данным, например, рассчитанная скорость реакции.

### *Взаимодействие газа с поверхностью*

Модуль взаимодействия газа с поверхностью (GSI) обеспечивает граничные условия для решения уравнений движения газа.

Граничные условия рассчитываются через уравнение баланса энергии массы и импульса в тонком слое на поверхности в равновесной постановке.

```
<gsi gsi_mechanism="phenomenological_mass_energy">
  <surface_properties type = "ablation" >
    <surface label="b" species="C" enthalpy_surface="0"/>
  </surface_properties>

  <surface_features solid_conduction="steady_state"/>

  <surface_chemistry>
    <reaction type= "ablation" formula="C-b + N => CN">
      <gamma_T pre_exp="0.0791" T="5653.0" />
    </reaction>
    <reaction type= "catalysis" formula="N + N => N2">
      <gamma_const> N:0.001 </gamma_const>
    </reaction>
  </surface_chemistry>

  <surface_radiation emissivity="0.86"/>
</gsi>
```

Рисунок 6 — Формат настройки модуля химической кинетики