

Федеральное агентство научных организаций
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
НАУКИ ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ
ИМ. С.А. ХРИСТИАНОВИЧА СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ
АКАДЕМИИ НАУК
(ИТПМ СО РАН)

УДК 532.516

№ госрегистрации 01201351882

Инв. № 8/17

УТВЕРЖДАЮ

Директор ИТПМ СО РАН

чл.-корр. РАН

А.Н. Шиплюк

2016 г.



ОТЧЕТ
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В СОВРЕМЕННЫХ ЗАДАЧАХ
АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПОЛЕТА
(ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЙ)

Номер проекта в ИСГЗ ФАНО 0323-2014-0005

Приоритетное направление III.22. Механика жидкости, газа и плазмы,
многофазных и неидеальных сред, механика горения, детонации и взрыва

Программа ФНИ СО РАН III.22.5. Газо- и термодинамика летательных
аппаратов при гиперзвуковых скоростях полета

Протокол Ученого совета ИТПМ СО РАН
№ 12 от 01 декабря 2016 г.

Руководитель проекта
к.ф.-м.н.

(подпись, дата)

Е.А. Бондарь

Новосибирск 2016

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель проекта,
зав.лаб., к.ф.-м.н.



Бондарь Е.А.

в.н.с, д.ф.-м.н.



Малков Е.А.

в.н.с, д.ф.-м.н.



Швейгерт И.В.

с.н.с, д.ф.-м.н.



Кудрявцев А.Н.

с.н.с, к.ф.-м.н.



Александров А.Л.

с.н.с, к.т.н.



Кашковский А.В.

с.н.с, к.ф.-м.н.



Хотяновский Д.В.

н.с., к.т.н.



Ващенко П.В.

н.с., к.ф.-м.н.



Шевырин А.А.

н.с., к.ф.-м.н.



Шоев Г.В.

н.с., к.ф.-м.н.



Шершнёв А.А.

м.н.с.



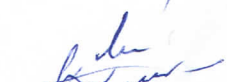
Молчанова А.Н.

ведущий программист



Жукова Г.А.

ст. лаборант, аспирант



Галёв Р.В.

ст. лаборант, аспирант



Коханчик А.А.

ст. лаборант, аспирант



Полешкин С.О.

РЕФЕРАТ

Объем отчета: 35 стр., 15 рисунков, 2 приложения, 15 источников.

Дата начала и окончания НИР: 2013-2016 гг.

Ключевые слова и словосочетания: Вычислительная аэродинамика, Компьютеры с гибридной архитектурой, Графические процессоры, Технология CUDA, Численные методы, Кинетическое уравнение Больцмана, Течения разреженного газа, Параллельные вычисления, Сверхзвуковой пограничный слой, Устойчивость, Пористая поверхность, Взаимодействие немаксвелловской плазмы с поверхностью диэлектрика, Вторичная эмиссия электронов, Разряд постоянного тока, Неустойчивость, Низкое давление газа, Кинетическое моделирование

Объектом исследования настоящего проекта являются высокоскоростные течения нейтрального и частичного ионизованного газа, характерные для задач обтекания космических и летательных аппаратов. Целью проекта является создание и усовершенствование численных методов и расчетных программ для эффективного моделирования сверх- и гиперзвуковых течений в широком диапазоне режимов течения на высокопроизводительных суперкомпьютерах и их применение для решения ряда актуальных задач, связанных с созданием новых образцов космической и авиационной техники. Основными методами исследования являются численные методы аэродинамики континуальных и переходных течений, а также физики низкотемпературной плазмы, такие как метод конечных разностей для решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса, метод прямого статистического моделирования и метод частиц в ячейках.

Цели этапа 2016 года включают повышение масштабируемости программ решения уравнений Больцмана и Навье-Стокса на гибридных суперкомпьютерах; разработку и реализацию эффективных алгоритмов моделирования химических реакций в параллельных вычислениях методом прямого статистического моделирования на суперкомпьютерах с гетерогенной архитектурой (GPU/CPU); численное исследование нелинейных стадий развития возмущений и перехода к турбулентности в условиях взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения; исследование с помощью кинетического моделирования влияния магнитного поля на пристеночный слой плазмы стационарного плазменного двигателя.

Все поставленные в проекте задачи успешно выполнены. Разработан ряд алгоритмов и программных продуктов, позволяющий проводить численные расчеты широкого класса сверх- и гиперзвуковых течений на основе континуального и кинетического описания. Получен ряд важных результатов в области исследования ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое (в том числе при взаимодействии со скачком уплотнения), высотной аэротермодинамики космических аппаратов при скоростях входа в атмосферу равных и превышающих первую космическую, течений в каналах стационарных плазменных двигателей.

Важнейшим результатом работы по проекту является создание уникальной программной системы, позволяющей эффективно моделировать химически реагирующие неравновесные разреженные течения на современных суперкомпьютерах с гибридной архитектурой, основанных на одновременном использовании центральных процессоров и графических ускорителей.

СОДЕРЖАНИЕ

Оглавление

1. Введение	5
2. Основные результаты, полученные в ходе выполнения этапа 2016 года	7
2.1. Развитие эффективных методов численного моделирования высокоскоростных течений.....	7
2.2. Высотная аэротермодинамика космических аппаратов в атмосферах Земли и Марса	13
2.3. Нестационарные волновые процессы, развитие неустойчивости и переход к турбулентности в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях	17
2.4. Воздействие на локальные характеристики высокоскоростного потока плазмы с использованием газового разряда и постоянного магнитного поля.....	21
3. Заключение	23
Литература.....	25
Приложение 1. Перечень статей, опубликованных по тематике проекта	27
Приложение 2. Копия плана НИР по данному проекту.	33

1. Введение

Создание новых поколений ракетно-космической и авиационной техники является одним из приоритетных направлений научно-технического развития Российской Федерации. Чтобы добиться успеха на этом направлении, нужно решить многие фундаментальные проблемы полета со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями. Одним из основных инструментов решения данных проблем должно стать численное моделирование. Этим обусловлен большой интерес к вычислительной аэродинамике высокоскоростных течений во всех странах, активно развивающих авиационно-космические исследования, потому что без усилий в этом направлении фактически невозможно осуществить планы по разработке многообразных транспортных аэрокосмических систем нового поколения и созданию летательных аппаратов специального назначения в интересах обороны.

Проект посвящен решению современных проблем вычислительной аэродинамики спутников, возвращаемых космических аппаратов и перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов. Он предусматривает развитие новых методов численного моделирования высокоскоростных течений и их применение для решения ряда актуальных в настоящее время задач, связанных с созданием новых образцов космической и авиационной техники. В результате проекта созданы и усовершенствованы имеющиеся расчетные программы для эффективного численного моделирования на высокопроизводительных суперкомпьютерах гиперзвуковых течений в широком диапазоне режимов течения – от континуального до свободно-молекулярного, с учетом диссоциации и ионизации газа. Созданные эффективные численные программы и результаты исследований могут быть востребованы в различных аэрокосмических исследовательских центрах.

Решение многих задач вычислительной аэродинамики требует высокого пространственного разрешения и, как следствие, применения расчетных сеток, насчитывающих десятки, сотни миллионов и даже миллиарды узлов. В качестве примеров можно назвать прямое численное моделирование турбулентных течений и перехода к турбулентности, основанное на решении нестационарных уравнений Навье-Стокса, или расчет течений разреженного газа в переходном режиме путем прямого решения уравнения Больцмана детерминистическими методами. Использование суперкомпьютеров гибридной архитектуры, включающих, наряду с обычными процессорами, графические процессорные устройства (ГПУ) или, как их еще называют, графические ускорители является одним из наиболее перспективных подходов к производству высокопроизводительных вычислений. Высокое быстродействие ГПУ связано с их специфической архитектурой и ограниченным набором команд, что, однако, делает достаточно трудоемким разработку программного обеспечения для них.

Одной из целей настоящего этапа являлось создание двух вычислительных комплексов для решения задач аэродинамики сверхзвуковых течений на суперкомпьютерах гибридной архитектуры, оснащенных ГПУ производства фирмы Nvidia. Первый, программный комплекс NuCFS, предназначен для численного решения уравнений Навье-Стокса. Второй программный комплекс позволяет решать уравнение Больцмана и модельные кинетические уравнения. Оба программных комплекса включают эффективные алгоритмы многоуровневой параллелизации, использующие как средства

поддержки вычислений на графических ускорителях, так и инструменты обмена данными между узлами вычислительного кластера с распределенной памятью.

В рамках проекта проводились разработка и валидация молекулярных моделей физико-химических процессов, протекающих в ударном слое и на поверхности космических аппаратов при входе в разреженные слои атмосферы со скоростями равными первой космической и превышающими её. На последнем этапе проекта разработан программный код для высокопроизводительных параллельных вычислений реагирующих течений методом прямого статистического моделирования с использованием современных графических ускорителей, основанный на моделях, разработанных в результате выполнения проекта. Принципиальным моментом являлась разработка алгоритмов, позволяющих обеспечить эффективную параллелизацию по данным при моделировании химических реакций на уровне межмолекулярных столкновений.

В рамках проекта также проведено численное исследование развития волн неустойчивости и механизмов ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое с помощью прямого численного моделирования. При гиперзвуковых скоростях полета переход к турбулентности в пограничном слое на поверхности ЛА помимо увеличения поверхностного трения приводит к значительному увеличению тепловых потоков, и, соответственно, росту тепловых нагрузок на обшивку ЛА. Поэтому задача предсказания положения ламинарно-турбулентного перехода и поиска путей управления переходом является на гиперзвуке особенно актуальной. Для численного решения уравнений Навье–Стокса сжимаемого газ используются современные WENO схемы сквозного счета высоких порядков точности. Задачей этапа 2016 года было исследование нелинейных стадий развития возмущений и перехода к турбулентности в условиях взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения. Целью данного этапа была демонстрация возможности использования разработанных численных подходов для предсказания характеристик течения в критических газодинамических конфигурациях.

В настоящее время методы контроля характеристик стационарных плазменных двигателей (СПД), включающие использование магнитного поля сложной конфигурации, широко обсуждаются в литературе (см., например, [1-2]). Однако было показано в лабораторных экспериментах [3], что с возрастанием угла наклона магнитного поля относительно стенки канала характеристики плазмы типа СПД могут существенно изменяться. Например, наблюдалось формирование серии двойных электрических слоев с неоднородным распределением потенциала и плотности плазмы в слабозамагниченной плазме при низком давлении газа. В рамках проекта проводилось исследование характеристик плазмы при низких давлениях газа ($P=100$ мторр – 0.1 мторр) в электромагнитных полях сложной конфигурации и взаимодействие плазмы с диэлектрической поверхностью эмитирующей электроны. На последнем этапе проекта выполнено исследование характеристик плазмы СПД типа в электромагнитных полях сложной конфигурации с учетом вторичной эмиссии электронов со стенок канала. Исследования столкновительной плазмы проводится с помощью кинетического моделирования методом частиц в ячейках с розыгрышем столкновений методом Монте-Карло, который в настоящее время является наиболее мощным инструментом теоретического исследования немаксвелловской плазмы с нелокальной зависимостью функции распределения электронов по энергиям от напряженности электрического поля.

Настоящий отчет является заключительным по теме «Математическое моделирование в современных задачах аэротермодинамики высокоскоростного полета», по которой были представлены отчеты по этапам 2013, 2014, 2015 годов.

2. Основные результаты, полученные в ходе выполнения этапа 2016 года

2.1. Развитие эффективных методов численного моделирования высокоскоростных течений

На предшествующих этапах выполнения проекта была осуществлена разработка вычислительного комплекса NuCFS. Базовыми вычислительными алгоритмами, применяемыми в нем для моделирования сверхзвуковых течений, являются современные методы сквозного счета (TVD, Total Variation Diminishing, и WENO, Weighted Essentially Non-Oscillatory, схемы). Интегрирование по времени осуществляется с помощью явных методов Рунге-Кутты. Для вычисления диффузионных членов уравнений Навье-Стокса используются центральные разности. Вычисления производятся на общих криволинейных структурированных расчетных сетках. Значительная часть применяемых численных алгоритмов подробно описана в статье [4].

Для производства вычислений на ГПУ и обмена данными между ГПУ и ЦПУ в комплексе используются средства программно-аппаратной платформы CUDA [5] (версии 6.0 и выше). Параллелизация вычислений в рамках одного вычислительного узла, объединяющего несколько ЦПУ с общей памятью, к каждому из которых могут быть присоединены ГПУ, выполнена с помощью интерфейса OpenMP [6]. Наконец, обмен данными между различными вычислительными узлами осуществляется с использованием системы передачи сообщений MPI [7].

Большую проблему при реализации численных алгоритмов на ГПУ представляет медленный обмен данными между памятью ГПУ и памятью вычислительного узла, с которым он соединен, а также обмен между различными вычислительными узлами (с каждым из которых связано некоторое количество ГПУ). В течение 2016 г. были предприняты усилия по оценке эффективности кода NuCFS при решении реальных задач вычислительной аэродинамики, выявлению «узких мест» в реализации вычислительных алгоритмов и проведении низкоуровневой оптимизации кода с целью повышения его производительности.

В результате была усовершенствована структура данных – все переменные и указатели на массивы теперь собраны в едином классе **Mem**, копии которого хранятся в памяти как ЦПУ, так и ГПУ. Таким образом, любая функция требует только указатель на объект класса **Mem**, чтобы получить любые необходимые данные. Одним из преимуществ такого подхода является то, что все операции выделения памяти ограничены методами одного класса. Это облегчает контроль использования памяти. Добавление нового массива не требует изменения сигнатуры существующих функций.

Чтобы оптимизировать и сделать более универсальной процедуру наложения граничных условий, граница области делится на ряд логически прямоугольных сегментов, которые могут перекрываться. Каждому сегменту соответствует один из типов возможных граничных условий.

Модифицирован процесс ввода/вывода. Для чтения входных файлов используется специальный, отличающийся высокой гибкостью модуль, перенесенный из вычислительного комплекса SMILE++ [8]. Его использование существенно упрощает подготовку и редактирование входных файлов. Данные, представляющие расчетную сетку и поля течения, хранятся в ASCII файлах формата Tecplot, которые дополнительно сжаты с помощью библиотеки **zlib** [9]. НуСFS может также экспортировать данные в формате VTK [10], используемом целым рядом свободно распространяемых программ для визуализации, таких как **Paraview** [11].

Для решения задач моделирования турбулентных течений в НуСFS добавлена процедура вычисления обновляемых на каждом шаге средних по времени полей и их средних квадратов, что позволяет также рассчитывать среднеквадратичные значения пульсаций.

В расчете с 9 ГПУ распределение вычислительные ресурсы распределялись между различными стадиями вычислительного алгоритма следующим образом. Наиболее дорогим было вычисление конвективных членов, оно занимало 76% процентов времени, 10% времени тратилось на вычисление вязких членов и еще 10% - на межпроцессорный обмен по протоколу MPI. Разработан алгоритм повышения масштабируемости, основанный на низкоуровневой оптимизации вычисления конвективных членов с использованием быстрой специализированной памяти ГПУ.

Разработанный код был использован для прямого численного моделирования перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине и в круглой струе, истекающей в спутный поток.

Переход к турбулентности в пограничном слое моделировался при числе Маха набегающего потока $M = 2$. Течение возбуждалось возмущением в виде суперпозиции собственных функций линейной теории устойчивости, вводимым на входной границе расчетной области. Была использована сетка из $300 \times 80 \times 2250 \approx 54$ млн. ячеек. Рост малых возмущений вследствие неустойчивости, появление мелкомасштабных пульсаций и стохастизация течения показаны на рис. 1.

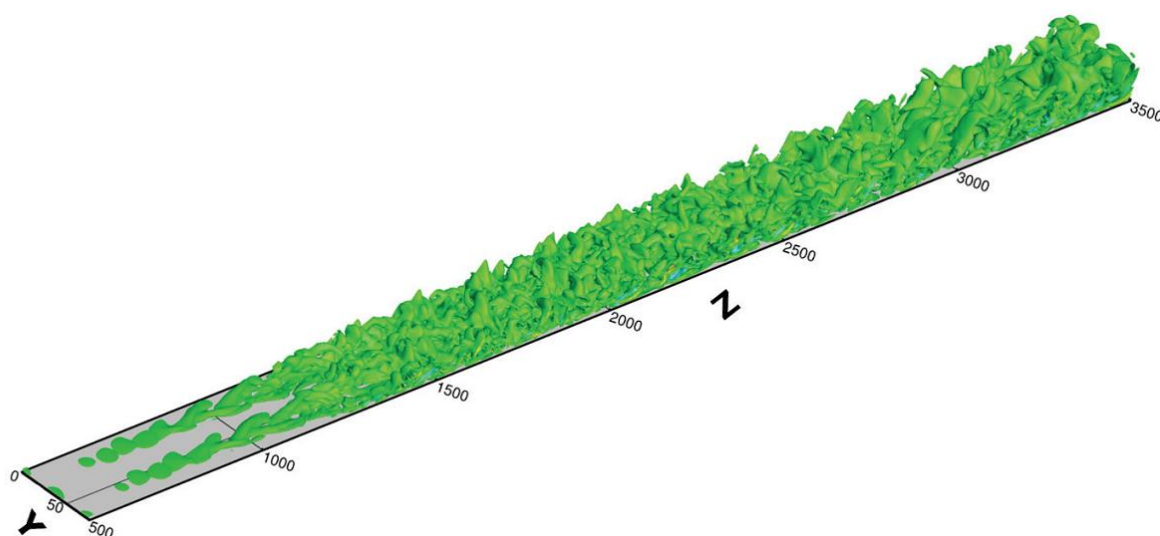


Рис. 1 — Сверхзвуковой пограничный слой. Мгновенные изоповерхности трансверсальной скорости.

Моделирование развития неустойчивостей в расчетной (изобарической) сверхзвуковой струе, вытекающей с числом Маха $M_j = 2.5$ из круглого сопла в спутный поток с меньшим числом Маха $Ma = 1.5$, было выполнено на сетке из $200 \times 200 \times 2400 = 96$ млн. ячеек. Использовались 12 ГПУ Tesla M2090. Различные стадии развития неустойчивости и перехода к турбулентности хорошо видны на рис. 2.

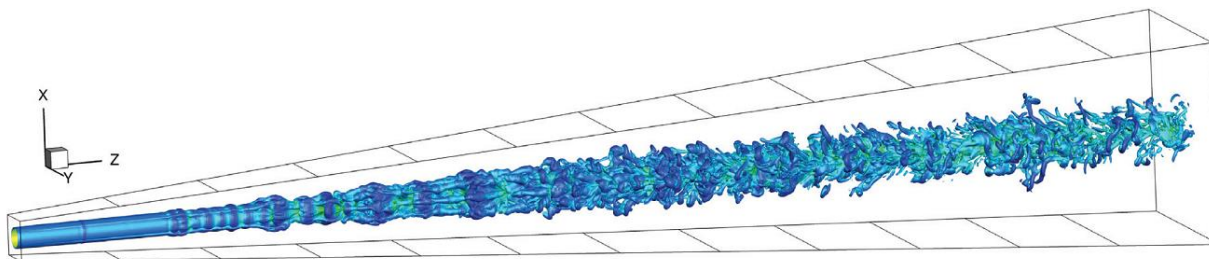


Рис. 2 — Расчетная сверхзвуковая круглая струя в спутном потоке. Мгновенные изоповерхности модуля завихренности с локальным числом Маха.

По результатам работы опубликована статья [12].

За текущий период было разработано программное обеспечение для численного моделирования течений разреженного газа на гибридных кластерах на основе численного решения уравнения Больцмана. Код разработанных программ распараллелен для выполнения на любом количестве вычислительных узлов с произвольным количеством графических процессоров. Глубокое распараллеливание вычисления интеграла столкновений позволило достичь ускорения в 2500 раз при выполнении на гибридном кластере по сравнению с выполнением на одном ядре с частотой 2.66 GHz. Вычисление интеграла столкновений составляет 99% общего времени выполнения программы. Следовательно, в соответствии с законом Амдала, общее ускорение составляет около 100 раз. Такое ускорение позволяет проводить расчеты двумерных течений разреженного газа с достаточным пространственным разрешением за приемлемое машинное время.

Интеграл столкновений вычисляется методом дискретных ординат в пространстве скоростей, при этом в пространстве скоростей интеграл вычисляется на однородной сетке, а на сфере используются специальные квадратуры, узлы которых – вершины правильных многогранников, вписанных в сферу и проекция на сферу центров граней [13].

Программный модуль вычисления интеграла столкновений включен в программный комплекс для расчетов течений разреженного газа с произвольной геометрией на основе решения модельных кинетических уравнений. Архитектура приложения представлена на рис. 3.

Вычисления на этапе свободно-молекулярного переноса основаны на использовании консервативных схем высокого порядка точности, WENO схем 5-го порядка. С целью валидации разработанного программного обеспечения были проведены расчеты обтекания тонкой пластины [14]. Результаты расчетов сравнивались с расчетами методом ПСМ - прямого статистического моделирования, и находятся в хорошем согласии с ними (рис. 4-5).

На рис. 5 представлено поле чисел Маха при обтекании плоской пластины. Верхняя половина рисунка представляет результаты, полученные на основе численного решения уравнения Больцмана. Нижняя половина представляет результаты численного моделирования методом ПСМ для сравнения. На рис. 6 приведено сравнение расчетных профилей в сечении $x/L=0.3$, полученных на основе решения уравнения Больцмана и методом ПСМ. Число Маха набегающего потока равно 2, число Кнудсена равно 0.05. Расчет проводился на 18 GPU Tesla M2090, расчетная сетка в фазовом пространстве состояла из 630 миллионов узлов.

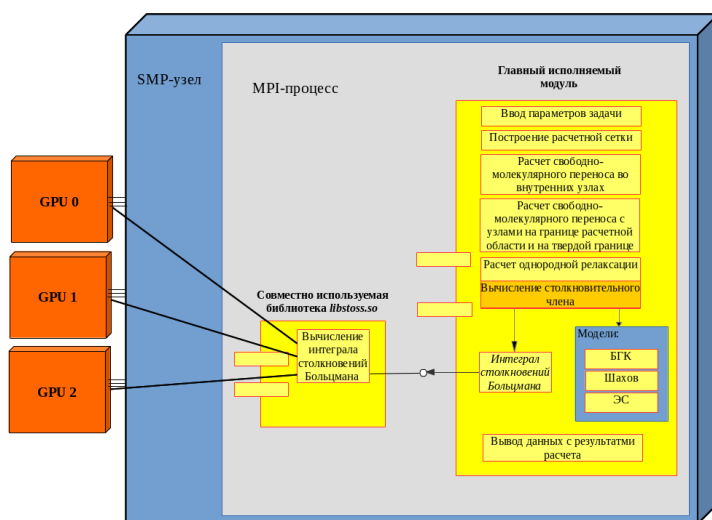


Рис. 3 — Основные компоненты приложения для расчетов течений разреженного газа на гибридных кластерах.

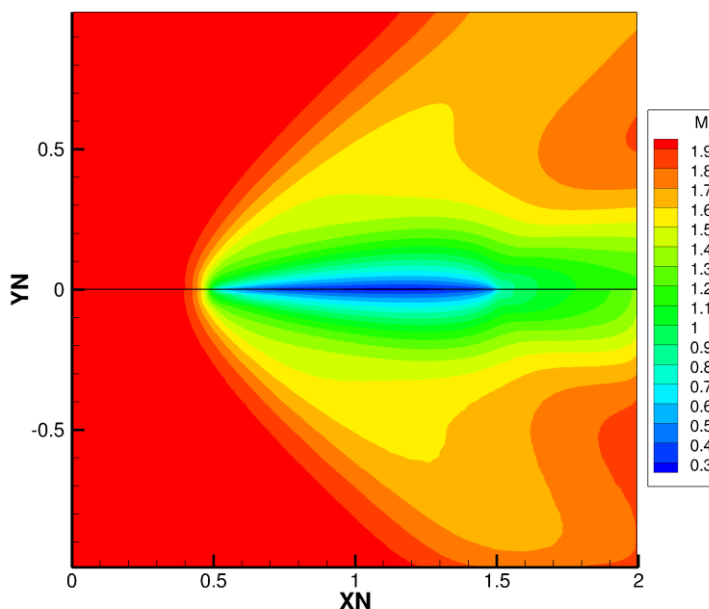


Рис. 4 — Число Маха при обтекании плоской пластины.

Разработанный код был также использован для моделирования процесса распространения ударной волны в плоском микроканале. Использование детерминированного подхода позволяет получить решение данной нестационарной задачи свободное от статистического шума неизбежного при применении метода ПСМ. На рис. 6

показано поле температуры для случая $Kn = 0.1$, начальное число Маха ударной волны $Ms = 1.6$. На рисунке хорошо видны основные особенности течения: выпуклая по отношению к покоящемуся газу ударная волна, развивающийся за ней на стенке пограничный слой, «размытая» контактная поверхность, разделяющая газы, находившиеся в начальный момент по разные стороны диафрагмы. Расчет произведен на сетке в пятимерном фазовом пространстве содержащей около полумиллиарда узлов. Можно сделать заключение, что разработанный код одинаково эффективен при решении как стационарных, так и нестационарных задач.

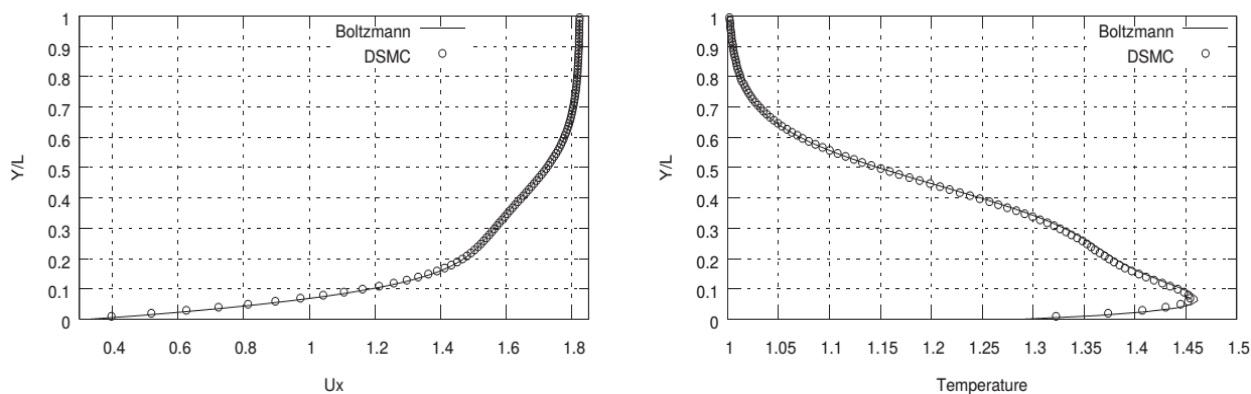


Рис. 5 — Профили скорости и температуры в сечении $x/L=0.3$.

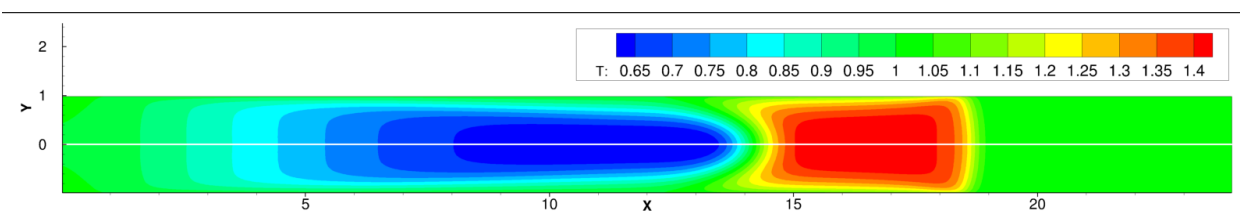


Рис.5 — Поле температуры в задаче о распространении ударной волны в плоском микроканале.

Разработка программного обеспечения для расчетов течений разреженного газа на основе численного решения уравнения Больцмана с глубокой параллелизацией алгоритма вычисления интеграла столкновений, использованием консервативных схем высокого порядка точности при расчете свободно-молекулярного переноса и интеграцией модуля для построения расчетных сеток произвольной геометрии позволяет проводить расчеты течений разреженного газа с высоким разрешением и открывает возможности для решения практических задач.

Таким образом, в результате выполнения проекта разработаны коды для решения двумерных и трехмерных уравнений Эйлера в общих криволинейных координатах на графических процессорах. Код реализован на платформе CUDA. Проведена верификация программ на ряде тестовых задач. Выполнена оценка эффективности численного решения уравнений Эйлера на GPU. Определен минимальный размер задачи, при котором становится целесообразным использование GPU. Разработанные программы далее модифицированы для проведения расчетов на компьютерах гибридной архитектуры, состоящих из большого числа многоядерных CPU и GPU. Для этого использованы средства многоуровневого распараллеливания (стандарт OpenMP – для организации многопоточных вычислений в пределах одного узла вычислительного кластера, программный интерфейс MPI – для передачи сообщений между узлами). Выполнены численные эксперименты для оценки эффективности многоуровневого

распараллеливания. Разработан вычислительный код для решения уравнения Больцмана на компьютерах с гибридной архитектурой на основе детерминистических методов. Выполнена работа по внедрению в программу объектно-ориентированного подхода. Проведены расчеты структуры плоской ударной волны с высоким разрешением при больших числах Маха. Разработан код, решающий двумерные и трехмерные уравнения Эйлера с простейшей химической моделью (одна необратимая реакция), с его помощью выполнены расчеты распространения детонационной волны в плоских и прямоугольных каналах. Проведено исследование начальных стадий развития неустойчивости плоской детонационной волны и возникновения развитой нестационарной многофронтной (ячеистой) структуры детонационной волны.

Разработан комплекс программ для численного решения полных нестационарных уравнений Навье–Стокса сжимаемого газа с использованием технологии CUDA программирования графических процессорных устройств (ГПУ). Разработанный численный код основан на современных схемах сквозного счета высокого порядка точности (WENO, TVD) и адаптирован для проведения расчетов на гетерогенных вычислительных кластерах, в которых на каждом вычислительном узле установлено несколько ГПУ. Разработан метод вычисления интеграла столкновений для расчетов высокоскоростных течений разреженного газа, основанный на адаптации расчетных сеток в фазовом пространстве к сильно неравновесным функциям распределения.

Разработанный комплекс программ подвергся обширному тестированию и затем был использован для моделирования перехода к турбулентности в сверхзвуковом слое смешения. Было показано, что развитие неустойчивости Кельвина-Гельмгольца действительно приводит к ламинарно-турбулентному переходу, сопровождающемуся быстрым ростом мелкомасштабных трехмерных пульсаций и стохастизацией течения. Было выполнено исследование эффективности использованной в разработанном комплексе трехуровневой параллелизации, основанной на совместном применении платформ CUDA, OpenMP и MPI. Полученное ускорение было достаточно близко к идеальному линейному ускорению, эффективность параллелизации составляет около 90%. В отчетном году была выполнена модернизация приложения для расчетов течений разреженного газа на основе решения кинетического уравнения Больцмана. В программе реализованы схемы сквозного счета высокого порядка аппроксимации, WENO схемы 3-го и 5-го порядка. Модуль для вычисления интеграла столкновений реализован в виде библиотеки совместного использования. Код программы распараллелен для выполнения на графических процессорах. С использованием описанного приложения были проведены расчеты обтекания тонкой пластины потоком разреженного газа с числом Маха в набегающем потоке $M = 2$ и числом Кнудсена $Kn = 0.01$. Проведено сравнение с данными, полученными методом ПСМ. Получено хорошее согласие результатов. Проведено численное моделирование развития неустойчивостей в расчетной (изобарической) сверхзвуковой струе, вытекающей с числом Маха $M_j = 2.5$ из круглого сопла в спутный поток с меньшим числом Маха $Ma = 1$. На основе уравнения Больцмана проведено численное моделирование распространения ударной волны в плоском микроканале.

2.2. Высотная аэротермодинамика космических аппаратов в атмосферах Земли и Марса

В рамках Блока 2 на настоящем этапе проекта была проведена разработка и реализация эффективных алгоритмов моделирования химических реакций в параллельных вычислениях методом прямого статистического моделирования на суперкомпьютерах с гетерогенной архитектурой (GPU/CPU). Такая вычислительная система состоит из отдельных вычислительных узлов, каждый из которых содержит несколько ГПУ под управлением многоядерного центрального процессорного устройства (ЦПУ). Вычисления на ГПУ осуществляются с использованием CUDA (Compute Unified Device Architecture, унифицированная архитектура вычислительных устройств). Вычислительная часть CUDA основана на концепции «одна команда множество данных» (ОКМД), которая подразумевает, что одна и та же инструкция одновременно применяется к множеству данных. Процедура, выполняемая на устройстве, называется kernel. Kernel выполняется большим числом вычислительных потоков (нитей – англ. thread), каждый из которых обрабатывает свою порцию данных.

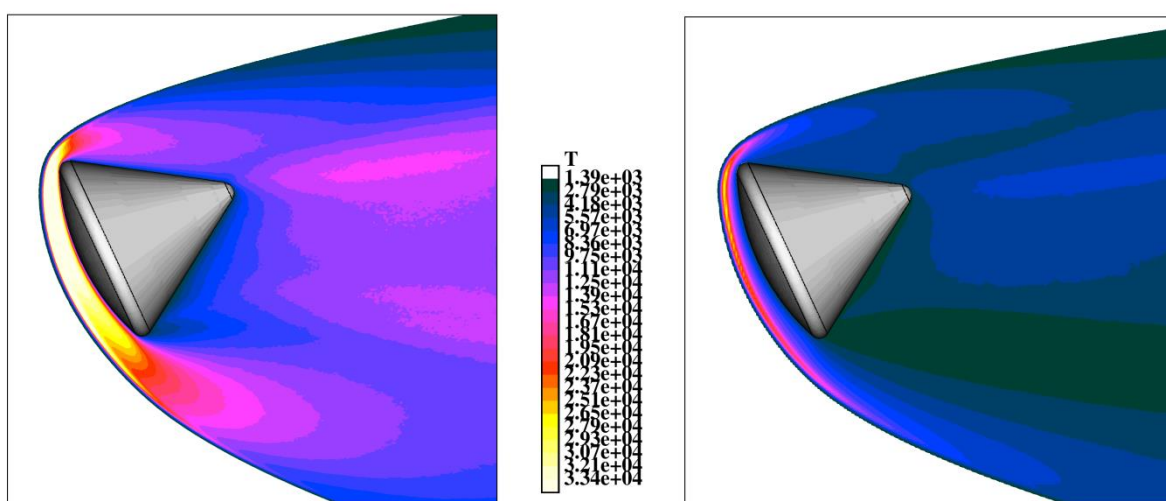
Распределение вычислений между ГПУ в рамках разработанного подхода выполняется на основе геометрической декомпозиции расчетной области. Каждое ГПУ выполняет вычисления в своей подобласти. В случае, если частица перелетает из одной подобласти в другую, она переносится в специальный буфер, и по окончании этапа переноса пересылается на соответствующий ГПУ. Обмен данными между ГПУ, установленными на одном узле, осуществляется через память ЦПУ. Обмен данными между узлами происходит по высокоскоростной сети с использованием программного интерфейса для передачи информации MPI (Message Passing Interface).

В рамках одного ГПУ выполняется параллелизация по данным, так как в рамках одного ГПУ глобальная память доступна всем исполняющим нитям. Основой моделирования методом ПСМ на ГПУ является «массив индексов» (или индексный массив), в котором индексы (порядковые номера) частиц отсортированы по ячейкам и компонентам газовой смеси. Это позволяет узнать для любой ячейки, какие именно частицы для каждого компонента газовой смеси в ней находятся. При перемещении частиц, они могут попасть в другую ячейку, и поэтому, после этапа перемещения индексный массив перестраивается. В химически реагирующих течениях происходит значительное изменение состава газовой смеси в ячейке, а это приводит к необходимости изменения границ индексного массива и его разбивки.

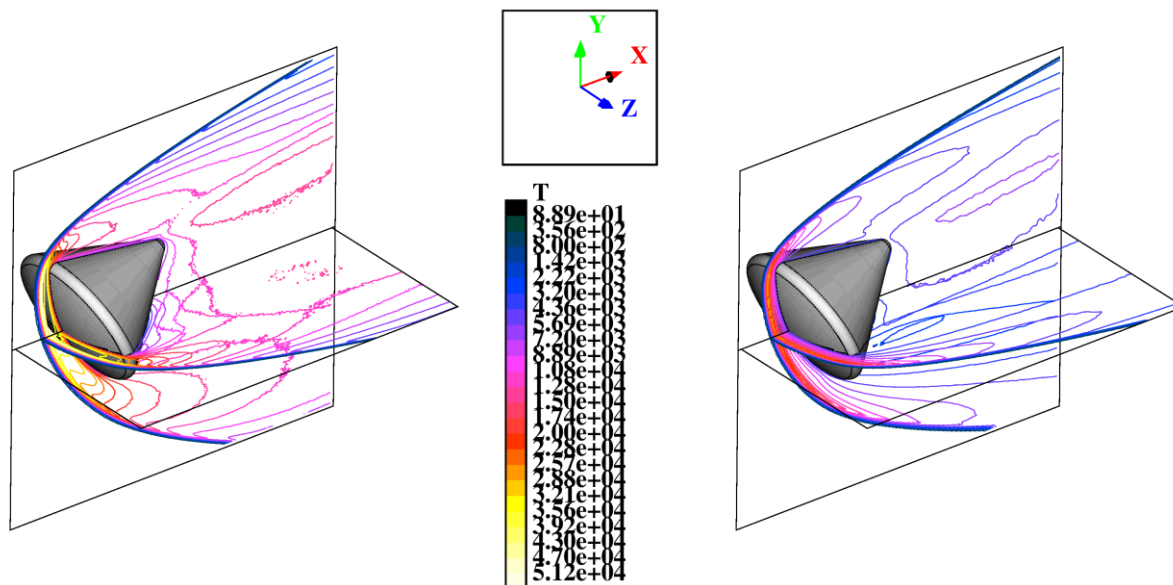
Процесс моделирования химических реакций на ГПУ принципиально отличается тем, что на ГПУ он одновременно выполняется сотнями нитей, а на ЦПУ – одним потоком. Если на ЦПУ содержание индексного массива может корректироваться с изменением состава газовой смеси (из-за химических реакций), то на ГПУ это запрещено, потому что такие изменения должны были бы производить несколько нитей одновременно, что неизбежно привело бы к потере информации. Например, если на определенной нити i_thread какие-то две частицы вступили в химическую реакцию диссоциации, то происходит увеличение числа частиц атомарного компонента. Появившиеся атомы необходимо занести в индексный массив, но изменение индексного массива на лету приведет к тому, что другие нити j_thread ($j_thread \neq i_thread$) будут ссылаться на неправильные индексы частиц. В результате исполнение программы пойдет неверно. Еще раз отметим, что подобных ограничений не существует в алгоритмах ПСМ

для ЦПУ, поскольку вычисления идут только на одном ядре, а не на тысячах нитей. Поэтому для ЦПУ реализации изменение структуры индексного массива на лету не вызывает проблем.

Был реализован алгоритм ПСМ для ГПУ, позволяющий избежать перестроения разбиения индексного массива внутри каждого временного слоя. Для этого моделирование химических реакций разбито на два этапа. На первом этапе, выбирается пара моделирующих частиц, которые будут вступать в химическую реакцию. Номера этих частиц помечаются в индексном массиве каждого ГПУ, и при расчете столкновений каждая нить исключает эти частицы из рассмотрения (перестройки индексного массива не происходит). Это необходимо, поскольку в результате столкновения энергия частиц, которые должны вступить в реакцию, может оказаться меньше энергии активации (порога реакции), что в итоге может привести к неправильному распределению макропараметров, например, температуры. Второй этап моделирования химических реакций выполняется после того, когда выполнены столкновения. На этой стадии исполнения расчета нити, выполняющие вычисления, не используют индексный массив, поэтому изменение его структуры не влечет никаких сбоев в работе программы. Помеченные пары частиц вступают в реакцию (появляются или исчезают какие-то компоненты газовой смеси). Затем перед началом следующего шага по времени происходит изменение индексного массива с учетом нового состава газовой смеси в каждой ячейке расчетной области. Отметим, что данная переиндексация также учитывает частицы, перешедшие из других подобластей (других ГПУ). Предложенный алгоритм не повреждает структуру индексного массива, обеспечивая сохранность данных в нем. С другой стороны, такой подход разрешает каждой нити выполнять одну и ту же операцию над своей порцией данных, повышая эффективность параллелизации, так как нет необходимости синхронизировать данные во время этапа столкновений. Для верификации описанного выше алгоритма проведено сравнение констант скорости химических реакций для воздушной смеси, рассчитанных по модели ТСЕ (ГПУ реализация метода ПСМ) и по закону Аррениуса. Было получено отличное согласие результатов расчетов с теоретическими данными.



Сравнение в плоскости симметрии.



Сравнение распределений температуры в плоскости симметрии (XY) и центральной плоскости (XZ).

Рис. 6. Поле поступательной температуры около капсулы «Аполлон» на высоте 85 км. Результаты расчетов без химических реакций даны слева и с химическими реакциями – справа.

С использованием разработанного кода для ГПУ было проведено численное моделирование течения около капсулы «Аполлон» на высоте полета 85 км под углом атаки -25 градусов. Скорость набегающего потока задавалась $v_{\infty}=9600$ м/сек, плотность $\rho_{\infty}=7.955 \cdot 10^{-6}$ кг/м³. Считалось, что газ в набегающем потоке является равновесным при $T_{\infty}=188$ К и состоит из молекулярного кислорода и азота с мольными долями $x_{O_2}=23.70$ % и $x_{N_2}=76.30$ %, соответственно. В расчетах рассматривалась пятикомпонентная воздушная смесь, в которой идут 15 реакций диссоциации и 4 реакции обмена. Ионизация не учитывалась. На рис. 6 представлено сравнение полей поступательной температуры для случая с химическими реакциями и без них. На рис. 6 сверху представлено сравнение распределений поступательной температуры на плоскости симметрии, где в качестве минимального и максимального значения температуры даны значения, соответствующие случаю химически реагирующего течения. Поэтому хорошо видно, что для случая нереагирующего течения поступательная температура значительно выше 30000 К почти во всей области между головной ударной волной и капсулой. Для случая химически реагирующего газа поступательная температура превышает 30000 К только в очень узкой области внутри ударной волны, а в остальном течении температуры значительно ниже. Такое большое различие наблюдается полностью перед всей капсулой, что показано на рис. 6, снизу. Значительные различия в распределении температур объясняются тем, что при диссоциации молекул затрачивается большое количество энергии, что приводит к снижению температуры.

Количественное сравнение распределений температур около капсулы представлено на рис. 7 слева в виде распределений вдоль центральной линии перед ней (линия пересечения плоскостей показанных на рис. 6, снизу). Здесь точка $x=0$ соответствует поверхности капсулы. Хорошо видно, что практически во всей области перед капсулой реализуются условия термического неравновесия. В нереагирующем течении температуры выходят на постоянное значение за головной ударной волной, а в химически реагирующем течении за ней происходит уменьшение всех температур.

На рис. 7 справа представлено изменение состава смеси вдоль центральной линии перед капсулой. Мольные доли молекулярного азота и кислорода уменьшаются

одновременно с увеличением мольной доли атомарных компонентов. При этом наблюдается небольшое увеличение мольной доли NO внутри волны за счет реакций обмена.

Предложенный алгоритм моделирования химических реакций на ГПУ обладает достаточной точностью при высокой эффективности параллелизации. Таким образом, в результате выполнения проекта разработан мощный численный инструмент для исследования сложных течений около трехмерных объектов на суперкомпьютерах с гибридной архитектурой.

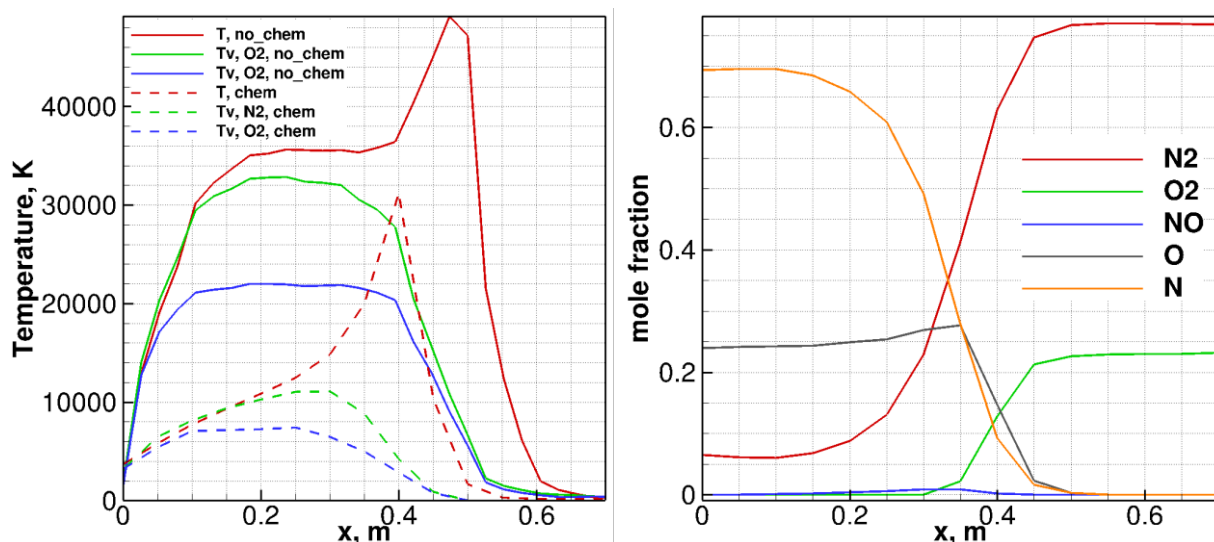


Рис. 7. Распределение поступательной и колебательных температур азота и кислорода вдоль центральной линии (слева) для расчетов без/с химическими реакциями и распределение мольной доли различных компонентов смеси (справа) вдоль центральной линии для течения с химическими реакциями.

Таким образом, в рамках Блока 2 настоящего проекта выполнен существенный объем работ, связанный с развитием методики и численного инструментария для моделирования высокочастотных разреженных течений, в частности, характерных для задач аэротермодинамики космических аппаратов, входящих в атмосферу со скоростями, превышающими первую космическую. В частности, выполнена разработка феноменологической модели гетерогенной рекомбинации на поверхности аппарата для использования в методе прямого статистического моделирования. Проведена разработка и валидация моделей высокотемпературной диссоциации сравнением с экспериментальными данными, полученными в ударных трубах. Разработан модуль для расчета излучения высокотемпературного ионизированного газа на поверхность космического аппарата. Проведены исследования эффектов разреженности и химической неравновесности в высокоскоростных течениях смеси CO₂/N₂, типичных для задач входа в атмосферу Марса. Выполнена реализация кинетической модели для описания течения плазмы около космического аппарата с учетом ионизации электронным ударом. На основе разработанных и валидированных моделей создана уникальная программная система, которая может быть использована для расчета высотной аэротермодинамики перспективных космических аппаратов на гибридных супер-ЭВМ.

2.3. Нестационарные волновые процессы, развитие неустойчивости и переход к турбулентности в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях

В рамках Блока 3 в 2016 году проведено численное исследование нелинейных стадий развития возмущений и перехода к турбулентности в условиях взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения.

Моделирование проводится на основе численного решения трехмерных уравнений Навье–Стокса для сжимаемого газа. Расчеты выполняются с помощью явного по времени численного кода, основанного на WENO схеме 5-го порядка. Диффузионные члены вычисляются на компактном шаблоне с помощью скошенных центральных разностей четвертого порядка. Используемый код является точным по времени благодаря использованию алгоритма Рунге–Кутты четвертого порядка. Код распараллелен с помощью декомпозиции расчетной области и интерфейса передачи сообщений MPI.

В расчетах моделируется течение в пограничном слое плоской пластины при нулевом угле атаки. Численное моделирование проводится в предположении пространственного развития волн неустойчивости. Граничные условия во входном сечении задают автомодельное ламинарное основное течение для заданного числа Рейнольдса с наложенными на него зависящими от времени флуктуациями. Для возбуждения неустойчивости во входном сечении используются собственные функции линейной теории, которые получаются из решения линейной задачи для профилей во входном сечении. Как показывают проведенные расчеты, наиболее неустойчивое возмущение пограничного слоя при рассматриваемых параметрах является трехмерным, с углом наклона волнового вектора к направлению набегающего потока $\chi=55^\circ$. Численное моделирование проводится для двух симметричных волн неустойчивости заданной частоты ω с углами волнового вектора χ и $-\chi$ к направлению основного течения. Численное моделирование проводилось в трехмерной расчетной области в предположении периодичности течения по трансверсальной координате z . Расчеты проводились при числе Маха потока $M=2$; числе Рейнольдса, определенном по Блазиусовской толщине $\delta_0=\sqrt{\nu x_0/U}$ пограничного слоя во входном сечении, $Re = 500$; отношении температуры стенки к статической температуре в невозмущенном потоке $T_w/T_e=1,676$, что соответствует случаю адиабатически изолированной пластины при числе $M=2$. Для основного течения во входном сечении проводится исследование характеристик линейной устойчивости. Начальная амплитуда возмущения составляла 0,5 % скорости невозмущенного потока. При проведении трехмерных расчетов используются периодические граничные условия по трансверсальному направлению, а размер вычислительной области по координате z задается равным длине волны трехмерного линейного возмущения по координате z . В расчетах использовалась прямоугольная структурированная расчетная сетка с числом ячеек по продольной, нормальной и трансверсальной координате $N_x=1024$, $N_y=150$, $N_z=64$. Число ячеек по трансверсальной координате составляло $N_z=64$, таким образом, общее число ячеек в трехмерной вычислительной области составляло 9,8 млн. Расчеты выполнялись на 64 ядрах вычислительного кластера. Входная граница расчетной области соответствует $x/\delta_0 = 500$. Размер расчетной области в продольном направлении выбирался достаточно большим: выходная граница расчетной области располагалась в сечении $x/\delta_0 = 3500$. Вблизи выходной границы проводится реламинаризация возмущенного поля течения в специальной буферной области.

Как было показано в прямом численном моделировании, выполненном на предыдущих этапах выполнения проекта, нелинейное развитие трехмерных возмущений приводит на некотором расстоянии вниз по потоку к формированию медленно эволюционирующих продольных вихревых структур. Далее вниз по потоку наблюдается взрывной рост мелкомасштабных трехмерных флуктуаций, что приводит к ламинарно-турбулентному переходу. Начало перехода соответствует продольной координате $x/\delta_0 \approx 2700$ и характеризуется существенным изменением профилей скорости усредненного течения и резким увеличением поверхностного трения (см. Рис. 8) и толщины пограничного слоя.

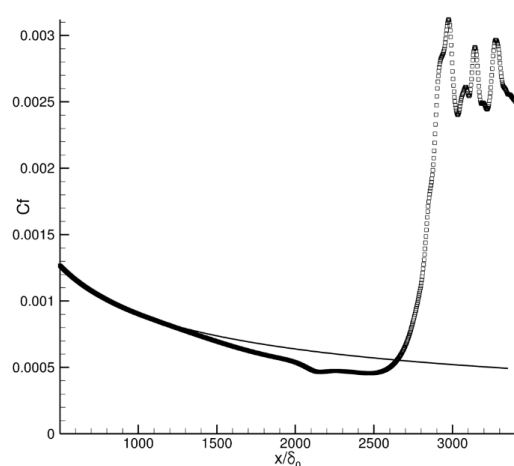


Рис 8. Изменение коэффициента поверхностного трения вдоль пластины.

Для исследования взаимодействия турбулизованного пограничного слоя со скачком уплотнения на верхней границе расчетной области в сечении $x/\delta = 3280$ задавались граничные условия, соответствующие потоку за косым скачком, генерируемым клином с углом атаки 7 градусов. Соответствующий угол скачка при $M=2$ равен 36,2 градуса. При этом положение области падения скачка на поверхности пластины соответствует $x/\delta_0 \approx 3400$. В данном сечении состояние пограничного слоя соответствует условиям непосредственно после перехода к турбулентности, что предполагает наличие в пограничном слое крупномасштабных структур, возникающих в нелинейном режиме развития возмущений. Число Рейнольдса по толщине δ_{99} турбулентного пограничного слоя при взаимодействии со скачком равняется приблизительно 12000.

Под действием падающего скачка в пограничном слое генерируется неблагоприятный градиент давления. В результате происходит отрыв пограничного слоя с образованием возвратного течения, см. рис. 9 и рис. 10. Крупномасштабные структуры турбулентности, присутствующие в турбулентном пограничном слое вызывают значительные колебания мгновенных положений линий отрыва и присоединения, а также колебания отраженных скачков.

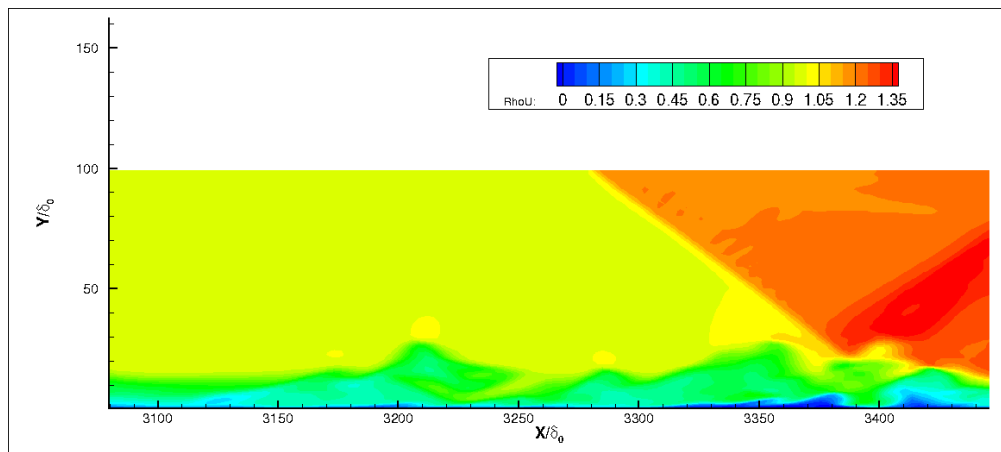


Рис. 9. Мгновенное поле продольной компоненты массового расхода при взаимодействии скачка с пограничным слоем.

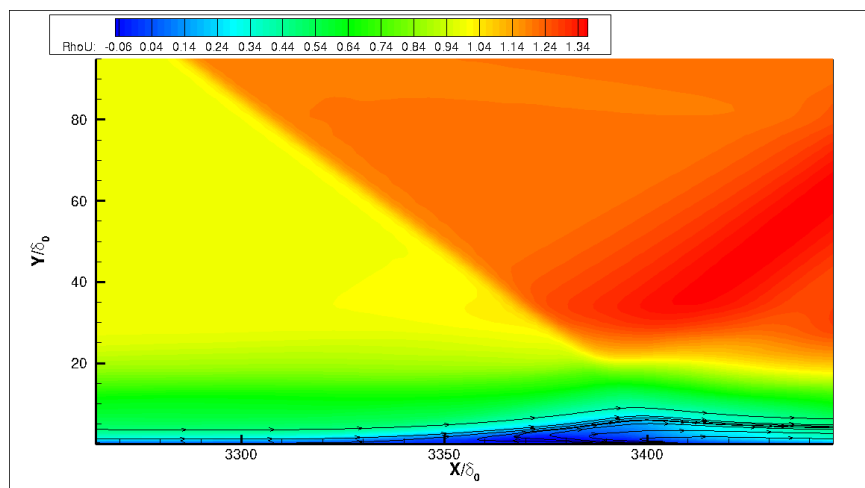


Рис. 10. Среднее поле продольной компоненты массового расхода и линии тока течения при взаимодействии скачка с пограничным слоем.

Благодаря наличию в пограничном слое крупномасштабных структур большой амплитуды мгновенная структура отрывной зоны и рециркуляционных зон имеет весьма сложный характер, при этом мгновенные положения линий отрыва и присоединения потока имеют довольно извилистую форму. Мгновенная картина образования локальных отрывных зон иллюстрируется на рис. 11, где представлено распределение производной продольной компоненты скорости по нормали к пластине dU/dy .

На основе анализа осциллограмм пульсаций газодинамических параметров за отраженным скачком можно заключить, что в течении присутствуют нерегулярные колебания различных частот. Характерный период колебаний составляет приблизительно $10 \delta_{0,99}/U_\infty$. Максимальный период, зарегистрированный в рамках использованного временного окна, составил $30 \delta_{0,99}/U_\infty$, что соответствует числу Струхала $Sh=0.033$. Полученная безразмерная частота низкочастотных колебаний отраженного скачка согласуется с имеющимися экспериментальными данными. Из результатов численного моделирования можно сделать вывод, что динамика отрывного течения при взаимодействии пограничного слоя с падающим скачком определяется его взаимодействием с крупномасштабными вихревыми структурами, присутствующими в

турбулентном пограничном слое непосредственно после ламинарно-турбулентного перехода.

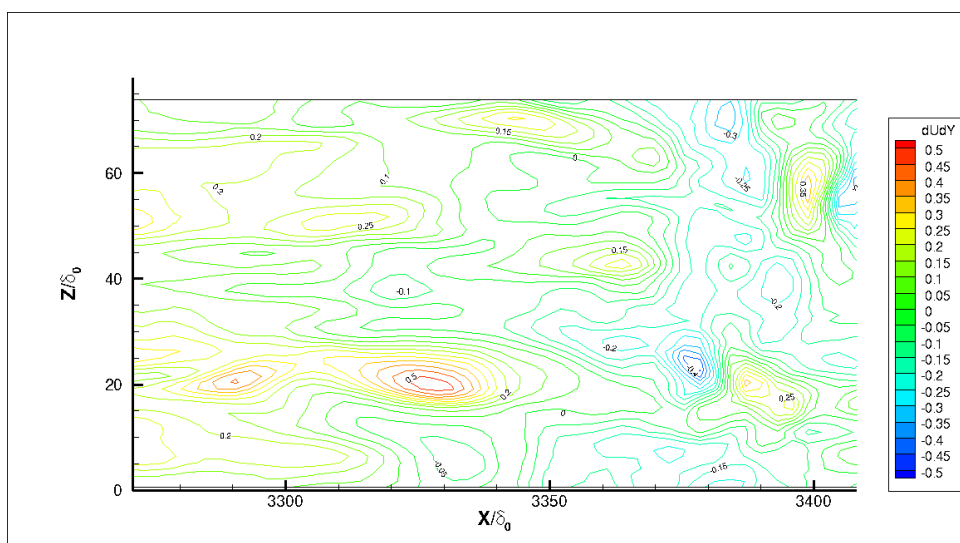


Рис. 11. Мгновенное распределение по поверхности пластины производной продольной компоненты скорости по нормали к пластине dU/dy .

Таким образом, в ходе выполнения проекта по Блоку 3 была разработана методика прямого численного моделирования нестационарных волновых процессов, развития неустойчивых возмущений и перехода к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое. Численная методика основана на современных WENO схемах высокого порядка точности и адаптирована для проведения расчетов на современных высокопроизводительных вычислительных кластерах. С помощью разработанных численных алгоритмов выполнено прямое численное моделирование развития неустойчивых в сверхзвуковом пограничном слое при числах Маха $M = 2$ и $M = 6$, проведена верификация используемого численного подхода путем сравнения характеристик неустойчивых возмущений с результатами линейной теории. На основе проведенного численного моделирования были подробно исследованы линейные и нелинейные стадии развития неустойчивых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое. Показано, что ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при $M = 2$ определяется нелинейным развитием трехмерных неустойчивых возмущений. Число Рейнольдса ламинарно-турбулентного перехода хорошо согласуется с данными эксперимента. Прямое численное моделирование неустойчивого пограничного слоя при $M = 6$ показало, что на начальном этапе развития неустойчивости в пограничном слое доминируют двумерные возмущения второй моды. Ниже по потоку проявляются эффекты трехмерных возмущений, которые в конечном итоге приводят к ламинарно-турбулентному переходу. На основе прямого численного моделирования проведено исследование развития неустойчивых возмущений различных мод в гиперзвуковом пограничном слое на плоской пластине при $M = 6$ в условиях взаимодействия с пористой поверхностью. Показано, что наличие пористости на поверхности пластины действительно способствует эффективному подавлению неустойчивости возмущений второй моды, что согласуется с теоретическими предсказаниями, имеющимися экспериментальными данными и данными более ранних численных расчетов. Проведено

прямое численное моделирование нелинейных стадий развития возмущений и перехода к турбулентности в условиях взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения. Показано существенное влияние крупномасштабных структур на динамику отрывного течения в области отражения скачка от поверхности пластины.

2.4. Воздействие на локальные характеристики высокоскоростного потока плазмы с использованием газового разряда и постоянного магнитного поля

В ходе выполнения проекта в 2016 году методом кинетического моделирования исследовано влияние магнитного поля на параметры плазмы и потери ионов в пристеночном слое плазмы стационарного плазменного двигателя. Было проведено кинетическое моделирование плазмы подобной СПД с цилиндрической симметрией в магнитном поле направленном под углом к стенке канала. На рисунке 12 показана расчетная область (разряд постоянного тока в цилиндрической камере) и распределение потенциал. В расчетах обнаружено образование периодических структур с увеличением угла наклона вектора магнитного поля к стенке канала. На Рис. 13 показано изменение распределение концентрации плазмы с увеличением угла α_B , который измеряет угол между нормалью к боковой стенке и вектором магнитного поля. С увеличением угла α_B , распределение плазмы становится неоднородным и формируется периодическая структура с максимумами и минимумами. Полосы максимальной концентрации электронов и ионов ориентированы вдоль направления магнитного поля, но сдвинуты относительно друг друга, что приводит к образованию пространственного заряда. Данное нарушение квазинейтральности приводит к образованию двойных слоев в направлении перпендикулярном к вектору магнитного поля. Разделение заряда происходит из-за нарушения квазинейтральности в присутствии магнитного поля, так как ларморовский радиус электронов значительно превосходит ионный ларморовский радиус.

Течение тока ионов и электронов направлено по вектору магнитного поля и тоже стратифицировано. Максимальная плотность тока ассоциирована с хребтами максимальной концентрации электронов и ионов. На Рис. 14 Распределение тока электронов и ионов вблизи стенки канала показано для двух значений угла $\alpha_B = 10^\circ$ и $\alpha_B = 65^\circ$. Из рисунка видно, что при $\alpha_B = 65^\circ$ оба тока имеют существенно неоднородное распределение, что может привести к локальному разрушению материала стенки.

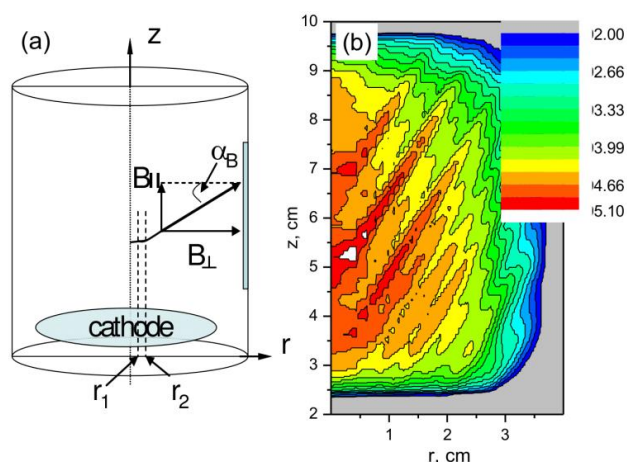


Рис. 12 (a) Расчетная область, B - вектор магнитного поля и (b) распределение потенциала в вольтах для $B=50$ Г, $\alpha_B = 65^\circ$ и $T_e=5$ eV.

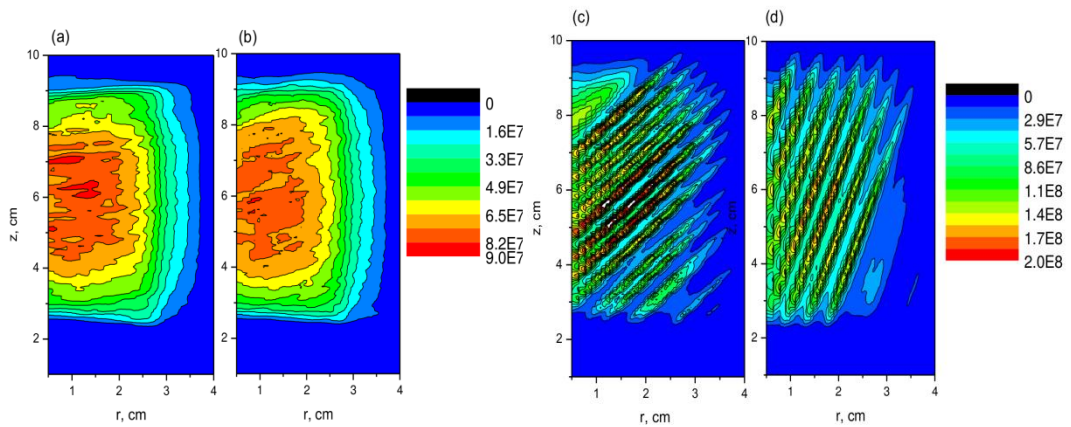


Рис. 13 Распределение концентрации электронов в см⁻³ для $B=50$ Г, $Te=2.5$ эВ и $\alpha_B = 10^\circ$ (a), $\alpha_B = 27^\circ$ (b), $\alpha_B = 55^\circ$ (c), $\alpha_B = 77^\circ$ (d), (b).

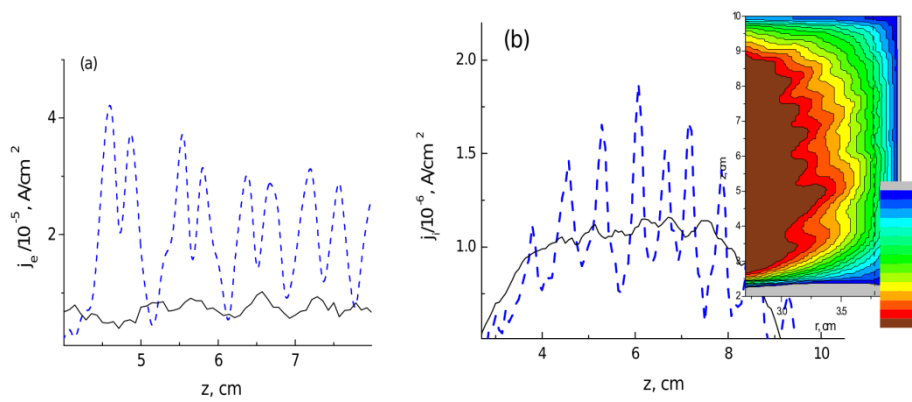


Рис. 14 (a) Распределение тока электронов по z при $r=3$ см и (b) распределение тока ионов по z около боковой стенки канала $B=50$ Г, $Te=2.5$ эВ и $\alpha_B = 10^\circ$ (сплошные линии) и $\alpha_B = 65^\circ$ (штриховые линии).

На Рис. 15 приведены данные эксперимента из работы [15] и рассчитанная концентрация электронов для параметров эксперимента. Из рисунка видно, что ток электронов имеет немонотонное распределение вблизи стенки. Измеренное расстояние между пиками 0.35 см хорошо согласуется с рассчитанным, 0.37 см.

Характеристики плазменной структуры, такие как число пиков концентрации плазмы, расстояние между пиками концентрации плазмы, уширение пиков зависят от Ларморовского радиуса ($r_L \sim Te^{0.5}/B$), Дебаевского радиуса и геометрического размера области квазинейтральной плазмы. Периодические структуры возникают только в определенном диапазоне $Te^{0.5}/B$ и концентрации электронов n_e . С возрастанием $Te^{0.5}/B$ и уменьшением n_e пики концентрации перекрываются из-за возрастающего уширения, и плазма теряет периодическую структуру. В заключении с использованием кинетического моделирования впервые показано формирование периодических структур в плазме при низком давлении газа под воздействие магнитного поля сложной конфигурации.

Таким образом, в ходе выполнения проекта разработан комплекс программ для кинетического двумерного моделирования низкотемпературной немаксвелловской плазмы в электро-магнитных полях сложной конфигурации при низких давлениях газа в сверхзвуковом потоке газа. Учитывается эффект нелокальности, когда функция распределения электронов и ионов по энергиям не определяется локальным значением

E/N. Разработаны физические и математические модели немаксвелловской плазмы в газоразрядной плазме постоянного тока в магнитной поле в сверхзвуковом потоке у поверхности. Самосогласованные решения кинетических уравнений для электронов и ионов с учетом столкновений и уравнения Пуассона для электрического потенциала рассчитывается с использованием модифицированного метода частиц в ячейках для ускоренного решения системы. С использованием разработанного комплекса программ

На основе проведенного моделирования предложена схема для уменьшения локальной концентрации плазмы с целью открытия «окна» для передачи радиосигналов. Найдены оптимальная величина и направление магнитной индукции и приложенного напряжения для комбинированного воздействия на плазменный слой у поверхности. Обнаружены различные режимы взаимодействия немаксвелловской плазмы с пучком высокоэнергетичных электронов с диэлектрической стенкой из материалов с повышенным коэффициентом вторичной эмиссии (BN, Al₂O₃), характерным для материалов используемы в ЛА. Обнаружена стратификация плазмы и формирование двойных электрических слоев в плазме под воздействием магнитного поля направленного под углом к стенке канала СПД.

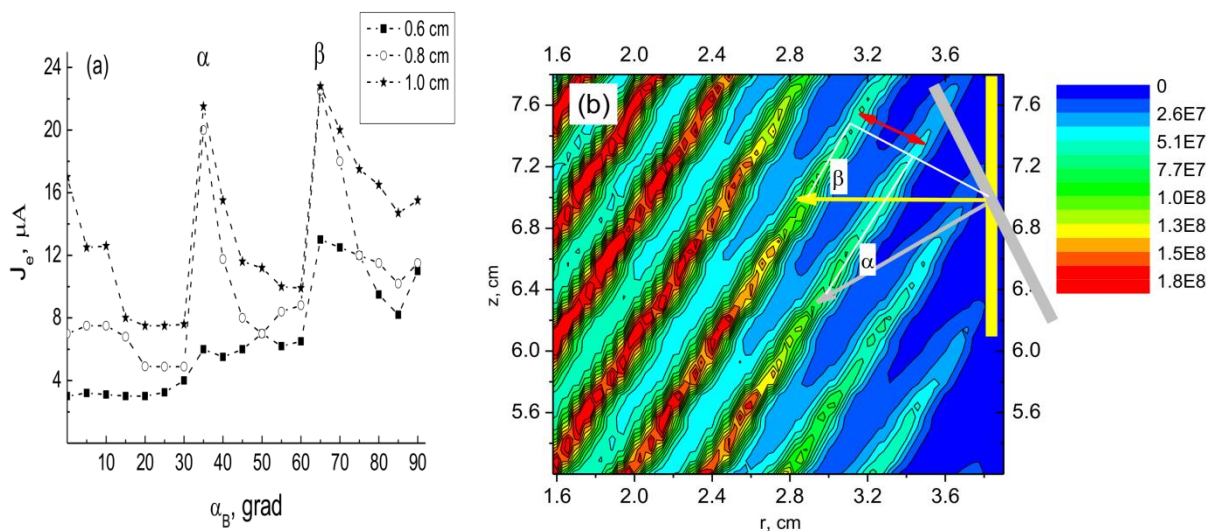


Рис. 15 (a) Измеренный ток электронов в зависимости от α для расстояния 0.6 см, 0.8 см, и 1.0 см от стенки канала, (b) Распределение концентрации электронов для $B=50$ Г, $T_e=2.5$ эВ. Углы $\alpha=35^\circ$ и $\beta=65^\circ$ между вектором B и нормалью к стенке канала. Желтая и белая стрелки показывают направление измерений от стенки.

3. Заключение

В результате работы над проектом проведен большой объем исследований и получены новые научные результаты. Все поставленные задачи по НИР выполнены в полном объеме.

Создан программный комплекс NuCFS для решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса на графических процессорах с применением современных схем сквозного счета на структурированных расчетных сетках. Комплекс включает три уровня параллелизации - CUDA, OpenMPI и MPI и позволяет решать сложные задачи сверхзвуковой аэродинамики на сетках их десятков и сотен миллионов узлов. Показана высокая эффективность

параллелизации при расчетах на нескольких GPU. NuCFS использован для прямого численного моделирования перехода к турбулентности в слое смешения, пограничном слое на пластине и круглой струе, истекающей в спутный поток. Разработан код для детерминированного решения на гибридных вычислительных системах уравнения Больцмана и модельных кинетических уравнений. Интеграл столкновений в уравнении Больцмана вычисляется с использованием специальных квадратур в фазовом пространстве. Показано многократное (до 2500 раз) ускорение при проведении расчетов на ГПУ с помощью предложенного алгоритма параллелизации. Код использован при решении ряда стационарных и нестационарных одномерных и двумерных задач динамики разреженного газа на сетках, включающих до 630 млн. узлов. Разработанные вычислительные инструменты могут быть использованы для численного моделирования широкого класса сложных двух- и трехмерных газовых течений в широком диапазоне режимов по числу Рейнольдса.

Проведен комплекс исследований, направленный на повышение точности моделирования неравновесных физико-химических процессов, характерных для высокоэнтальпийных течений около космических аппаратов при полете на больших высотах, когда существенную роль играют эффекты разреженности. Молекулярные модели таких процессов, как высокотемпературная диссоциация, ассоциативная ионизация, ионизация электронным ударом, поверхностная гетерогенная рекомбинация, были валидированы сравнением с данными наземных и летных экспериментов. Разработаны высокоэффективные алгоритмы реализации этих моделей на суперкомпьютерах с гибридной архитектурой, основанной на центральных и графических процессорах. На основе предложенных моделей и алгоритмов была создана мощная программная система, предназначенная для исследования разреженных высокоэнтальпийных течений около аппаратов сложной формы методом прямого статистического моделирования на гибридных суперкомпьютерах. Данные результаты могут быть непосредственно использованы разработчиками в процессе проектирования новых образцов космической техники.

Разработана и верифицирована численная методика и созданы параллельные программы для прямого численного моделирования нестационарных волновых процессов, развития неустойчивости и перехода к турбулентности в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях. Разработанные численные коды основаны на современных WENO схемах высокого порядка точности и адаптированы для проведения расчетов на высокопроизводительных вычислительных кластерах. На основе прямого численного моделирования были детально исследованы нелинейные стадии развития неустойчивых возмущений и переход к турбулентности в сверхзвуковом пограничном слое при числах Маха потока 2 и 6, влияние пористых покрытий на подавление возмущений второй моды при числе Маха 6, а также влияние возмущений на динамику отрывного течения при взаимодействии турбулизованного пограничного слоя с падающим скачком уплотнения. Разработанные численные методики могут быть в дальнейшем использованы для исследования нестационарных явлений и перехода к турбулентности в пристенных сдвиговых течениях, а также для поиска путей управления течением в критических газодинамических конфигурациях.

Разработан комплекс программ для кинетического двухмерного моделирования низкотемпературной немаксвелловской плазмы в электромагнитных полях при низких

давлениях газа в сверхзвуковом потоке газа с учетом эффектов нелокальности функции распределения электронов. Полученные результаты и численные методики могут быть использованы для улучшения характеристик стационарных плазменных двигателей, таких как тяга и ресурс использования на орбите.

Результаты, полученные в ходе выполнения проекта, являются новыми и выполнены на высоком уровне, соответствующем уровню результатов лидирующих мировых научных групп. Часть результатов заметно превышает мировой уровень. В частности, созданная в результате выполнения проекта программная система для расчетов разреженных неравновесных высокоэнтальпийных течений методом прямого статистического моделирования на гибридных суперкомпьютерах не имеет аналогов в мире.

Литература

1. J. Miedzik, S. Barral and D. Danilko, *Phys. Plasmas* 22, 043511 (2015).
2. K. G. Xu, H. Dao, and M. L. R. Walker, *Phys. Plasmas* 19, 103502 (2012).
3. T. Intrator, J. Menard, and N. Hershkowitz, *Physics of Fluids B*, 5, 806 (1993)
4. А.Н. Кудрявцев, Т.В. Поплавская, Д.В. Хотяновский. Применение схем высокого порядка точности при моделировании нестационарных сверхзвуковых течений. *Математическое моделирование*, 2007, Т.19. №7, С.39-55.
5. Сайт *Parallel Programming and Computing Platform. CUDA. NVIDIA*: http://www.nvidia.com/object/cuda_home_new.html.
6. Сайт *OpenMP.org. The OpenMP® API specification for parallel programming*: openmp.org.
7. Сайт *Message Passing Interface Forum*: www.mpi-forum.org.
8. A.V. Kashkovsky, G.N. Markelov, M.S. Ivanov, "An Object-Oriented Software Design for the Direct Simulation Monte-Carlo Method." *AIAA Paper No. 2001-2895*, Jun. 2001.
9. P. Deutsch and J-L. Gailly. *ZLIB Compressed Data Format Specification version 3.3*, RFC 1950, DOI 10.17487/RFC1950, May 1996.
10. W. Schroeder, K. Martin, and B. Lorensen. *Visualization Toolkit: An Object-Oriented Approach to 3D Graphics*, (Pearson Education, 2006), 528 p.
11. U. Ayachit. *The ParaView Guide : A Parallel Visualization Application*. (Kitware, 2015), 276 p.
12. A.A. Shershnev, A.N. Kudryavtsev, A.V. Kashkovsky, D.V. Khotyanovsky. HyCFS, a high-resolution shock capturing code for numerical simulation on hybrid computational clusters. *18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, Perm, Russia, June 27 - July 3, 2016)*, *AIP Conference Proceedings*, Vol. 1770, 2016, 030076, 11 p.

13. Malkov E.A., Poleshkin S.O., Kokhanchik A.A., Bondar Ye.A., Ivanov M. S. High-accuracy deterministic solution of the Boltzmann equation for the shock wave structure // Shock waves. 2015. V.25. P. 387-397.
14. Malkov E.A., Poleshkin S.O., Kudryavtsev A.N., Shershnev A.A. Numerical approach for solving kinetic equations in two-dimensional case on hybrid computational clusters // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.1., 2016. -P. 030077. DOI: 10.1063/1.4964019.
15. J. N. Lukas, Ph.D. thesis, George Washington University, 2016.

Приложение 1. Перечень статей, опубликованных по тематике проекта

Публикации – 2016

Статьи в журналах, индексируемых Web of Science

1. G.V. Shoev, M.S. Ivanov. Numerical study of shock wave interaction in steady flows of a viscous heat-conducting gas with a low ratio of specific heats. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, 23(3):343-354. dx.doi.org/10.1134/S0869864316030045. (Translated from Russian: Г.В. Шоев, М.С. Иванов. Численное исследование взаимодействия ударных волн в стационарных потоках вязкого теплопроводного газа с низким показателем адиабаты. . *Теплофизика и аэромеханика*. - 2016. -Т.23, No.3. - С. 359-370)
2. A.A. Shevyrin, Y.A. Bondar, S.T. Kalashnikov, V.I. Khlybov, V.G. Degtyar. Direct simulation of rarefied high-enthalpy flow around the RAM C-II capsule. *High Temperature*, 2016, 54(3): 383-389. dx.doi.org/10.1134/S0018151X16030184. (Translated from Russian: Шевырин А.А., Бондарь Е.А., Калашников С.Т., Хлыбов В.И., Дегтярь В.Г. Прямое статистическое моделирование разреженного высокоэнтальпийного течения около капсулы RAM C-II. *Теплофизика высоких температур*. - 2016. -Т.54, No.3. -С. 408-414. DOI: 10.7868/S0040364416030182)
3. G.V. Shoev, Ye.A. Bondar, G.P. Oblapenko, E.V. Kustova. Development and testing of a numerical simulation method for thermally nonequilibrium dissociating flows in ANSYS Fluent. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2016, 23(2): 151-163. dx.doi.org/10.1134/S0869864316020013. (Translated from Russian: Шоев Г.В., Бондарь Е.А., Облапенко Г.П., Кустова Е.В. Разработка и апробация методики численного моделирования термически неравновесных диссоциирующих течений в ANSYS Fluent. *Теплофизика и аэромеханика*. - 2016. -Т.23, No.2. -С. 159-171.)
4. I.V. Schweigert, A.L. Alexandrov, P.A. Bokhan, D.E. Zakrevsky. Breakdown in helium in high-voltage open discharge with subnanosecond current front rise. *Plasma Physics Reports*, 2016, 42(7): 666-677. dx.doi.org/10.1134/S1063780X16070096.
5. N.V. Petrov, S.V. Kirilovskiy, T.V. Poplavskaya, G.V. Shoev. A numerical study of non-equilibrium flows with different vibrational relaxation models. *Technical Physics Letters*, July 2016, 42(7): 697–700. dx.doi.org/10.1134/S1063785016070117. (Translated from Russian: Петров Н.В., Кириловский С.В., Поплавская Т.В., Шоев Г.В. Численное исследование неравновесных течений с помощью различных моделей колебательной релаксации. *Письма в ЖТФ* . - 2016. -Т.42, No.13. -С. 72-79.)
6. Kovalev O.B., Galjov R.V. The application of Maxwell's equations for numerical simulation of processes during laser treatment of materials // *Journal of Physics D: Applied Physics*. – 2015. –Vol. 48 No. 30. –P. 305501. DOI: 10.1088/0022-3727/48/30/305501

Статьи в прочих журналах

1. S.P. Borisov, A.N. Kudryavtsev. Linear and nonlinear effects in detonation wave structure formation // Journal of Physics: Conference Series, 2016, 722: 012022. dx.doi.org/10.1088/1742-6596/722/1/012022.
2. Д.В. Хотяновский, А.Н. Кудрявцев. Численное моделирование развития неустойчивых возмущений различных мод и начальных стадий ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при числе Маха потока $M = 6$ // Теплофизика и аэромеханика, 2016, Т. 23, №6, С. 843-852, принято к печати. DOI: 10.1134/S0869864316060032.

Главы в коллективных монографиях

1. P.A. Bokhan, P.P. Gugin, M.A. Lavrukhin, I.V. Schweigert, A.L. Alexandrov, and Dm.E. Zakrevsky. Switches based on the Open Discharge with Counter-Propagating Electron Beams // Chapter 10 in book Generation of Runaway Electron Beams and X-Rays in High Pressure Gases, Vol. 1: Techniques and Measurements, ed. V. F. Tarasenko, Nova Science Publishers, New York, 2016.
2. Бондарь Е.А. Прямое статистическое моделирование разреженного высокоэнтальпийного течения в эксперименте «РАМ С-II» // Гиперзвуковые летательные аппараты/ Дегтярь В.Г., Сон Э.Е. : монография. –М: «Янус-К», 2016. –Т. 1. –С. 719-748.
3. Бондарь Е.А., Иванов М.С. Численное моделирование аэродинамики и теплообмена ГЛА в разреженной атмосфере // Гиперзвуковые летательные аппараты/ Дегтярь В.Г., Сон Э.Е. : монография. –М: «Янус-К», 2016. –Т. 1. –С. 370-401.

Труды конференций, индексируемые Web of Science

1. S.P. Borisov, D.A. Buntin, Yu.V. Gromyko, D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. Experimental and numerical investigation of development of disturbances in the boundary layer on sharp and blunted cone // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, Perm, Russia, June 27 - July 3, 2016), AIP Conference Proceedings, Vol. 1770, 2016, 030057, 8 p.
2. D.V. Khotyanovsky, A.N. Kudryavtsev. DNS of surface roughness effects on laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, Perm, Russia, June 27 - July 3, 2016), AIP Conference Proceedings, Vol. 1770, 2016, 030058, 6 p.
3. A.A. Shershnev, A.N. Kudryavtsev, A.V. Kashkovsky, D.V. Khotyanovsky. HyCFS, a high-resolution shock capturing code for numerical simulation on hybrid computational clusters // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, Perm, Russia, June 27 - July 3, 2016), AIP Conference Proceedings, Vol. 1770, 030076, 11 p.

4. E.A. Malkov, S.O. Poleshkin, A.N. Kudryavtsev, A.A. Shershnev. Numerical approach for solving kinetic equations in two-dimensional case on hybrid computational clusters // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016, Perm, Russia, June 27 - July 3, 2016), AIP Conference Proceedings, Vol. 1770, 030077, 10 p.
5. A.N. Molchanova, A.V. Kashkovsky, Ye.A. Bondar. Effect of Surface Catalycity on High-Altitude Aerothermodynamics of Reentry Vehicles. AIP Conference Proceedings, Vol. 1770, 11p. dx.doi.org/10.1063/1.4964079.
6. Alexander A. Shevyrin, Jong-Shinn Wu, Yevgeniy A. Bondar. Investigation of an ionized shock layer in a rarefied gas flow around a reentry vehicle. AIP Conference Proceedings, 1770, 040011. dx.doi.org/10.1063/1.4964080.
7. Kungurtsev P.V., Shevyrin A.A., Bondar Ye.A., Shneider M.N., Kashkovsky A.V., Gimelshein S.F. Simulation of non-resonant gas-optical lattice interaction. AIP Conference Proceedings, 1770, 030086. dx.doi.org/10.1063/1.4964028.
8. Shoev G.V., Bondar Ye.A. Numerical study of non-equilibrium gas flows with shock waves by using the Navier-Stokes equations in the two-temperature approximation. AIP Conference Proceedings 1770, 040007 (2016); <http://doi.org/10.1063/1.4964076>
9. A.N. Molchanova, E.V. Kustova, A.V. Kashkovsky, Ye.A. Bondar. Probabilities for DSMC Modelling of CO₂ Vibrational Kinetics. AIP Conf. Proc. 1786, 050019 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4967569 — 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics July 10-15, 2016 University of Victoria, Victoria BC, Canada.
10. O. Kunova, E. Kustova, M. Mekhonoshina, G. Shoev. Numerical Simulation of Coupled State-to-State Kinetics and Heat Transfer in Viscous Non-Equilibrium Flows // AIP Conf. Proc. 1786, 070012 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4967588 — 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics July 10-15, 2016 University of Victoria, Victoria BC, Canada.
11. E. Torres, T. Magin, Ye. Bondar. Uniform Rovibrational Collisional N₂ Bin Model for DSMC With Application to Atmospheric Entry Flows // AIP Conf. Proc. 1786, 050010 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4967560 — 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics July 10-15, 2016 University of Victoria, Victoria BC, Canada.
12. P. Kungurtsev, A. Shevyrin, Ye. Bondar, A. Kashkovsky, M. Shneider, S. Gimelshein. Non-resonant Gas-Optical Lattice Interaction with Feedback from the Gas to the Laser Radiation // AIP Conf. Proc. 1786, 050020 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4967570 — 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics July 10-15, 2016 University of Victoria, Victoria BC, Canada.
13. M. Timokhin, H. Struchtrup, A. Kokhanchik, Ye. Bondar. The Analysis of Different Variants of R13 Equations Applied to the Shock-Wave Structure // AIP Conf. Proc. 1786, 140006 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4967637 — 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics July 10-15, 2016 University of Victoria, Victoria BC, Canada.

14. I.V. Schweigert, J. Lukas and M. Keidar. Periodical plasma structures controlled by external magnetic field // AIP Conf. Proc. 1771, 060005 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4964213.
15. I.V. Schweigert, A.L. Alexandrov, Dm.E. Zakrevsky and P. A. Bokhan. Effect of Doppler-shifted photons on subnanosecond breakdown in high-voltage pulse discharge // AIP Conf. Proc. 1738, 090003 (2016); dx.doi.org/10.1063/1.4951852.

Тезисы конференций

1. Kashkovsky A.V., Bondar Ye.A. High-altitude aerothermodynamic tools developed at ITAM // Second International Conference on High Temperature Gas Dynamics (HTGD2016) (China, Beijing, 23-25 Jun., 2016) : Book of Abstracts. –S.l.: 2016. –P. 29.
2. С.П. Борисов, А.Н. Кудрявцев. Роль линейных и нелинейных эффектов в процессе формирования структуры детонационных волн // Всероссийская конференция "Нелинейные волны: теория и новые приложения", посвященная 70-летию со дня рождения чл.-корр. РАН В.М. Тешукова (Новосибирск, 29 февраля - 2 марта 2016 г.). Тезисы докладов. Новосибирск: ИГиЛ СО РАН, 2016. С. 31-32.
3. Trashkeev S.I., Nyushkov B.N., Galev R.V., Kolker D.B., Denisov V.I. Optical trigger based on a fiber-coupled liquid crystal // 2016 International Conference Laser Optics (LO 2016) (27 Jun. -1 Jul. 2016) : Proceedings. 2016. -P. R813. DOI: 10.1109/LO.2016.7549844
4. Yevgeniy Bondar. Surface Recombination in the Direct Simulation Monte Carlo Method // EUCASS Aerospace Thematic Workshops (ATW2016): Fundamentals of Collisions of Fast Particles with Surfaces, September 11-16 2016, CNRS Conference Centre Paul Langevin, Aussois, France, <https://eucass.eu/index.php/8-slide-show/41-atw-2016>
5. A.V. Kashkovsky, A.A. Shevyrin, A.N. Molchanova, Ye.A. Bondar. Implementation of the real gas effects models in SMILE-GPU DSMC numerical tool // 30th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, University of Victoria, Victoria BC, Canada, July 10, 2016 – July 15, 2016, <http://conferences.uvic.ca/index.php/rgd/RGD30/>
6. А.Н. Молчанова, А.В. Кашковский, Е.А. Бондарь. Моделирование поверхностных химических реакций в разреженных высокоэнтальпийных течениях // 10-ая Всероссийская школа-семинар "Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем" (АФМ-2016), Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, 5-9 декабря 2016, <http://afm.ipmnet.ru/>
7. Г.П. Облапенко, А.В. Кашковский, Е.А. Бондарь. Поуровневые модели колебательной релаксации в методе прямого статистического моделирования // 10-ая Всероссийская школа-семинар "Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем" (АФМ-2016), Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, 5-9 декабря 2016, <http://afm.ipmnet.ru/>
8. P.V. Vashchenkov, A.A. Belyaeva, S. Yonemura, Yo. Kawagoe. Numerical investigation of the effect of the rotating disk surface microstructure on the lift force // XVIII International

- Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016): abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 219-220.
9. Ye.A. Bondar, A.V. Kashkovsky, A.A. Shevyrin, A.N. Molchanova. Computational tools for prediction of high-altitude aero-thermodynamics of reentry vehicles // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016): abstracts. pt. II. -Perm, 2016. -P. 219-220.
 10. А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский. Прямое численное моделирование перехода к турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях // VI Всероссийская конференция "Вычислительный эксперимент в аэроакустике" (19 - 24 сентября 2016 г., г. Светлогорск Калининградской обл.). Сборник тезисов. М: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016, С. 178-182.
 11. А.Н. Кудрявцев, Д.В. Хотяновский. Численное моделирование нестационарных эффектов шероховатости поверхности в сверхзвуковом пограничном слое // VI Всероссийская конференция "Вычислительный эксперимент в аэроакустике" (19 - 24 сентября 2016 г., г. Светлогорск Калининградской обл.). Сборник тезисов. М: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016, С. 183-185.
 12. A.N. Kudryavtsev, D.V. Khotyanovsky. Direct numerical simulation of transition to turbulence in supersonic boundary layers // 4th International Workshop "Computational Experiment in Aeroacoustics" (CEAA 2016, September 21, Svetlogorsk, Kaliningrad region, Russia). Book of Abstracts. Moscow: Keldysh Institute, 2016, p. 103-107.
 13. G. Shoev. Limit Transition of Numerical Solution of Navier–Stokes Equations to Inviscid Solution at Irregular Reflection of Shock Waves // 13th International Conference on Flow Dynamics (October 10-12, 2016, Sendai, Japan).
 14. H. Ogawa, S. Molder, B. Shoesmith, E. Timofeev, G. Shoev, Y. Bondar, K. Ohtani, S. Obayashi. Shock Behaviour and Centreline Reflection in High-Speed Air Intakes // 13th International Conference on Flow Dynamics (October 10-12, 2016, Sendai, Japan): Proceedings of the The Sixteenth International Symposium on Advanced Fluid Information AFI2016. -S.l., 2016. -P. 46-47.
 15. G. Shoev, Y. Bondar, P. Vashchenkov, S. Yonemura. Numerical Modeling of Hypersonic Flow over a Cone with Real Gas Effects // 13th International Conference on Flow Dynamics (October 10-12, 2016, Sendai, Japan): Proceedings of the The Sixteenth International Symposium on Advanced Fluid Information AFI2016. -S.l., 2016. -P. 162-163.
 16. Maruta K., Bondar Y.A., Kudryavtsev A.N., Shershnev A.A. Investigation of nozzle flows at low Reynolds numbers // [Thirteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD2016)] (Japan, Sendai, 10-12 Oct., 2016) : Proceedings of the The Sixteenth International Symposium on Advanced Fluid Information AFI2016. -S.l., 2016. -P. 170-171.
 17. Pavel Vashchenkov, Anastasya Belyaeva, Yevgeniy Bondar, Shigeru Yonemura, Yoshiaki Kawagoe. Numerical Investigation of 3D Flow in Micro-/Nanoscale Channel with Sliding

Surface // 13th International Conference on Flow Dynamics (October 10-12, 2016, Sendai, Japan): Proceedings of the The Sixteenth International Symposium on Advanced Fluid Information AFI2016. -S.l., 2016. -P. 44-45.

индикатор	Ед. измерения	Всего за 2013-2016 гг.	2013	2014	2015	2016
Количество публикаций в ведущих российских и международных журналах по результатам исследований, полученных в процессе реализации проекта	единиц	56	6	15	11	24
Количество публикаций в мировых научных журналах, индексируемых в базе данных «Сеть науки» (WEB of Science)	единиц	48	5	11	22	10
Число тезисов в конференциях	единиц	144	32	44	51	17
Число охраняемых объектов интеллектуальной собственности: зарегистрированных патентов в России зарегистрированных патентов за рубежом	единиц единиц	- -	- -	- -	- -	- -

Приложение 2. Копия плана НИР по данному проекту.

План исследований на 2013 – 2016 годы.

БЛОК 1. Развитие эффективных методов численного моделирования высокоскоростных течений.

2013 год

Разработка кода для решения уравнений Эйлера на графических процессорах с использованием программно-аппаратной архитектуры CUDA. Разработка и отладка масштабируемой программы для решения уравнения Больцмана на гибридных вычислительных кластерах. Разработка кода для решения уравнений Эйлера для смеси химически реагирующих газов.

2014 год

Разработка численного алгоритма и кода для решения уравнений Навье-Стокса на графических процессорах и гибридных вычислительных кластерах с использованием современных схем сквозного счета и программно-аппаратной архитектуры CUDA. Разработка метода вычисления интеграла столкновений для расчетов высокоскоростных течений разреженного газа, основанный на адаптивных расчетных сетках в фазовом пространстве. Программная реализация метода и включение соответствующего модуля в программу для решения уравнения Больцмана на гибридных кластерах. Обобщение разработанного в лаборатории метода частиц-в-ячейках фазового пространства на двумерные и трехмерные течения. Программная реализация метода для выполнения на гибридных кластерах.

2015 год

Модификация разработанных кодов для решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса, основанных на применении схем сквозного счёта высоких порядков, для проведения расчётов на гибридных компьютерах с одновременным использованием технологий CUDA и MPI. Рефакторинг разработанной программы решения уравнения Больцмана детерминированным конечно-разностным методом для улучшения ее масштабируемости при выполнении на графических процессорах. Проведение расчетов двумерных околоконтинуальных течений разреженного газа на гибридных кластерах с использованием большого количества SMP узлов (CPU + GPU).

2016 год

Повышение масштабируемости программ решения уравнений Больцмана и Навье-Стокса на гибридных суперкомпьютерах.

БЛОК 2. Высотная аэротермодинамика космических аппаратов в атмосферах Земли и Марса.

2013 год

Разработка феноменологической модели гетерогенной рекомбинации на поверхности КА. Валидация моделей высокотемпературной диссоциации сравнением с экспериментальными данными, полученными в ударных трубах.

2014 год

Проведение исследования аэротермодинамики спускаемого космического аппарата с учетом эффектов ионизации.

Проведение валидации молекулярных физико-химических моделей метода ПСМ сравнением данными полетного эксперимента в широком диапазоне высот полета.

2015 год

Реализация кинетической модели течения около космического аппарата на больших высотах с учетом процессов ионизации электронным ударом. Разработка методики расчетов радиационных тепловых потоков на космический аппарат на больших высотах.

2016 год

Разработка и реализация эффективных алгоритмов моделирования химических реакций в параллельных вычислениях методом прямого статистического моделирования на суперкомпьютерах с гетерогенной архитектурой (GPU/CPU).

БЛОК 3. Нестационарные волновые процессы, развитие неустойчивости и переход к турбулентности в сверхзвуковых и гиперзвуковых течениях.

2013 год

Прямое численное моделирование развития неустойчивости в сверхзвуковом пограничном слое при числах Маха $M=2$. Верификация используемого численного подхода путем сравнения характеристик неустойчивых возмущений с результатами линейной теории.2.

2014 год

Исследование начальных стадий процесса перехода к турбулентности в пограничном слое на плоской пластине при числе Маха потока $M=6$ на основе прямого численного моделирования.

2015 год

Исследование возможности управления развитием неустойчивых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое с помощью пористых покрытий на основе прямого численного моделирования. Анализ влияния пористой поверхности на неустойчивые возмущения различных мод.

2016 год

Численное исследование нелинейных стадий развития возмущений и перехода к турбулентности в условиях взаимодействия пограничного слоя со скачком уплотнения.

БЛОК 4. Воздействие на локальные характеристики высокоскоростного потока плазмы с использованием газового разряда и постоянного магнитного поля.

2013 год

Разработка двумерной кинетической модели разряда в потоке плазмы у поверхности в магнитном поле различной ориентации. Проведение расчетов по кинетической и гидродинамической модели разряда для определения нижней границы применимости гидродинамической модели по давлению.

2014 год

Исследование влияния магнитного поля сложной конфигурации на потери плазмы на стенке при низком давлении газа ($P < 0.5$ мТор) для параметров плазмы холловского ионного двигателя (трастера). Описание распределения потенциала и заряженных частиц

у диэлектрической стенки на основе численного кинетического моделирования с использованием ускоренного метода частиц в ячейках (PIC MCC).

2015 год

Кинетический анализ взаимодействия плазмы с диэлектрической стенкой с повышенным выходом вторичных электронов в электромагнитных полях холловского плазменного двигателя с применением ускоренного и стандартного методов частиц в ячейках PIC-MCC. Определение границы применимости ускоренного метода PIC-MCC.

2016 год

Исследование с помощью кинетического моделирования влияния магнитного поля на пристеночный слой плазмы стационарного плазменного двигателя.

Ответственные исполнители проекта.

Блок 1: д.ф.-м.н. Кудрявцев А.Н., д.ф.-м.н. Малков Е.А.

Блок 2: к.ф.-м.н. Бондарь Е.А.

Блок 3: к.ф.-м.н. Хотяновский Д.В.

Блок 4: д.ф.-м.н. Швейгерт И.В.