

ОТЗЫВ

официального оппонента

доктора физико-математических наук, главного научного сотрудника ИПМ
им. М.В. Келдыша РАН

Луцкого Александра Евгеньевича

на диссертацию Яцухно Дмитрия Сергеевича

«Исследование аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов
с использованием моделей совершенного и реального газа»

по специальности 01.02.05 «Механика жидкости, газа и плазмы»

на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук

Диссертация Яцухно Д.С. посвящена исследованию аэродинамики высокоскоростных летательных аппаратов типа волнолета и спускаемых космических аппаратов при условии обтекания потоком вязкого химически реагирующего и излучающего газа.

Актуальность темы

Актуальность темы диссертации обусловлена в немалой степени тем, что разработка высокоскоростных летательных аппаратов является важным фактором укрепления обороноспособности РФ. Весьма перспективным направлением аэродинамического конструирования таких аппаратов является использование информации о характеристиках (линиях тока) некоторых сверхзвуковых течений. К таким течениям относят обтекание плоского клина, кругового или эллиптического конуса и др. Несмотря на большой объем выполненных к настоящему времени исследований многие вопросы требуют дальнейшего изучения, что и сделано в рассматриваемой работе.

При проектировании современных летательных аппаратов все шире используются методы математического (компьютерного) моделирования. Отсюда вытекает необходимость дальнейшего развития компьютерных кодов, предназначенных для оценки аэрогазодинамических характеристик летательных аппаратов. С другой стороны налицо необходимость совершенствования самих моделей аэротермодинамики, которые учитывают химические реакции, протекающие в сжатом слое при больших сверхзвуковых скоростях. Моделирование радиационного нагрева, несмотря на сложность решения уравнения переноса теплового излучения, является оправданным при численном моделировании входа спускаемого аппарата в атмосферу, в состав которой входят оптически активные компоненты.

В рамках диссертационной работы автором отрабатывалась технология построения расчетных сеток, основанная на численном интегрировании эллиптических и гиперболических уравнений в частных производных. Проблема построения качественных структурированных сеток для летательных аппаратов сложной формы является актуальной в частности из-за необходимости подробного разрешения узкой зоны пограничного слоя, что позволяет корректно оценить тепловые потоки к поверхности исследуемого

объекта.

Краткий анализ содержания работы

Настоящая диссертационная работа состоит из следующих основных разделов:

Введение содержит информацию об актуальности диссертации, целях работы, ее научной новизне и основных задачах исследования. Также приведено описание структуры диссертации;

В **первой главе** представлена методика применения решения задачи о сверхзвуковом невязком обтекании конуса к формированию несущей поверхности летательного аппарата. В данной главе также представлен подробный обзор работ по данной тематике.

Вторая глава включает в себя методики построения структурированных сеток с использованием эллиптических и гиперболических уравнений. Показаны результаты применения данных методик для различных объектов.

В **третьей главе** демонстрируются результаты расчета силовых и моментных характеристик волнолетов, полученных с помощью компьютерного кода UST3D, который выполняет численное интегрирование системы газодинамических уравнений с применением метода расщепления по физическим процессам для неструктурированных тетраэдральных сеток. Полученные при различных скоростях и разных углах атаки и скольжения аэродинамические характеристики различных конфигураций волнолетов были сопоставлены с соответствующими экспериментальными данными;

В **четвертой главе** представлены результаты расчетов конвективных и радиационных тепловых потоков к поверхности спускаемого космического аппарата для условий набегающего потока, соответствующих движению аппарата на различных участках траектории в атмосфере Марса. Численное моделирование было проведено с использованием двухмерной осесимметричной модели газовой динамики химически реагирующего и излучающего газа.

В **пятой главе** представлены результаты расчетов конвективного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата при различных углах атаки. Выполнен сравнительный анализ различных моделей каталитических свойств поверхности, а также продемонстрировано влияние турбулентности в рамках различных моделей.

В **заключении** кратко формулируются основные выводы диссертации

Достоверность полученных результатов

Результаты настоящей диссертационной работы являются достоверными, что подтверждается использованием адекватных математических моделей, верифицированных компьютерных кодов, их сопоставлением с доступными экспериментальными данными, а также с результатами других авторов. Постановки задач являются обоснованными и основываются на фундаментальных соотношениях газовой динамики, физической и химической механики.

Оценка научной новизны и практической значимости

В диссертационной работе представлен ряд новых результатов, имеющих большое теоретическое и практическое значение:

1. Автором разработан компьютерный код, позволяющий выполнять построение поверхностей волнолета для различных геометрических параметров конической ударной волны, а также скоростей набегающего потока. В его основе лежит решение обратной задачи аэродинамики – построения формы по известному полю течения. Некоторые модели волнолетов, полученные таким образом, были исследованы в последующих разделах диссертационной работы.

2. Автором диссертации разработаны компьютерные коды, реализующие математические модели эллиптического и гиперболического сеточных генераторов. Основным этапом работы эллиптического генератора является применение методов релаксации к итерационному решению краевой задачи. В то же время гиперболический генератор является безытерационным и применяется как правило для задач дискретизации ближней от поверхности летательного аппарата зоны. Применение эллиптического генератора позволяет получить многоблочные сетки с контролируемым распределением внутренних узлов.

3. Выполнено численное моделирование обтекания волнолетов различной формы, в ходе которого выполнено сравнение полученных аэродинамических характеристики с экспериментальными данными, а также с результатами расчетов, полученных с использованием других компьютерных кодов. Полученные результаты отражают специфику каждой аэродинамической конфигурации, которая заключается в наличии для каждого волнолета условий полета, соответствующих максимальному аэродинамическому качеству. Продемонстрировано удовлетворительное соответствие расчетных и экспериментальных данных.

4. Получены данные по конвективному и радиационному нагреву поверхности спускаемого космического аппарата Ehomars для условий набегающего потока, соответствующим характерным точкам траектории движения в атмосфере Марса в соответствии с задачами летной миссии. Установлено, что влияние химических реакций на тепловые потоки для данных траекторных точек является незначительным. На некоторых участках задней поверхности спускаемого аппарата радиационный нагрев преобладает на конвективным.

5. В рамках трехмерной модели радиационной газовой динамики проведено расчетное исследование распределения конвективных тепловых потоков по поверхности спускаемого космического аппарата Ehomars, при его движении в атмосфере под углом атаки. Были применены различные способы учета турбулентности течения и проведен анализ их влияния на конвективный нагрев. Сравнительный анализ теплового потока для различных условий каталитичности поверхности показывает, что для некаталитической поверхности тепловой поток к наветренной стороне спускаемого аппарата

несколько ниже, чем при реализации условий каталитической поверхности.

Замечания по диссертационной работе

1. При изложении результатов исследования влияния вложения энергии перед носовой частью допущен ряд неточностей. Во-первых, на рис. 68 (стр. 105) представлены только результаты расчетов при вложении энергии. Для сравнения следовало бы поместить аналогичные графики для обтекания невозмущенным потоком. На стр. 104 написано: «Прежде всего изменяется структура фронта головной ударной волны. Еще одним эффектом является увеличение давления на носовой кромке». Почему фиксируется рост давления? Тепловой след за источником энергии характеризуется пониженным полным давлением, поэтому давление на передней кромке должно уменьшаться. Далее на стр. 105 написано: «Действие источника вблизи носовой части оказывает влияние на структуру ударной волны и снижает ее интенсивность, что способствует росту скорости потока на входе в воздухозаборник и несколько снижает лобовое сопротивление». Как это согласуется с приведенным выше утверждением о росте давления на передней кромке?

2. Как отмечает и сам автор, расчетные величины тепловых потоков в таблицах 14, 15 сильно отличаются от экспериментальных данных. По этому поводу автор пишет «Одной из причин, затрудняющих проведение более корректного сравнения, является неопределенность в значении угла атаки летательного аппарата» (стр. 130). Эту гипотезу следовало бы проверить, проведя расчет обтекания под некоторым углом атаки и выявить тенденцию изменения тепловых потоков. Возможность проведения такого расчета обеспечивается наличием у автора кода NERAT3D.

Указанные недостатки не оказывают влияния на положительную, в целом, оценку диссертационной работы. Результаты, полученные в диссертации, имеют как научную, так и практическую значимость.

Заключение

Настоящая диссертационная работа представляет собой законченное научное исследование, в котором решена важная научно-практическая задача, и выполнена на высоком уровне. Полученные в рамках работы результаты могут быть полезными как с научной, так и с практической точки зрения. Разработанные компьютерные коды могут быть применены к решению актуальных задач аэродинамики и радиационной газовой динамики.

Диссертационная работа является актуальной и содержит научную новизну. Основные ее результаты были опубликованы в ведущих научных рецензируемых журналах, трудах российских и международных конференций и в изданиях, определенных ВАК.

Автореферат соответствует содержанию диссертации.

Таким образом, представленная диссертационная работа соответствует

всем требованиям п. 9 Положения ВАК «О порядке присуждения ученых степеней», предъявляемым к кандидатским диссертациям, а ее автор Яцухно Дмитрий Сергеевич заслуживает присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 01.02.05 «Механика жидкости, газа и плазмы».

Главный научный сотрудник
ИПМ им. М.В. Келдыша,
д.ф.-м.н. по специальности 05.13.18

Александр Евгеньевич Луцкий

Адрес электронной почты: allutsky@yandex.ru.
Телефон: 8(903)2013848.

Полное наименование организации: Федеральное государственное учреждение "Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук" (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН).
Почтовый адрес организации: 125047, Москва, Миусская пл., д.4, ИПМ им. М.В.Келдыша РАН.

Адрес официального сайта организации в сети Интернет: www.keldysh.ru.

Адрес электронной почты организации: office@keldysh.ru.

Телефон: +7 499 978-13-14, Факс: +7 499 972-07-37.

Подпись А.Е. Луцкого заверяю

Ученый секретарь ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

к.ф.-м.н.

А.И. Маслов.

