

УТВЕРЖДАЮ

И.о. директора Института теоретической и  
прикладной механики им. С.А. Христиановича,  
к.ф.-м.н.



Е.И. Краус

**ОТЗЫВ**

**ведущей организации**

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 разработке моделей газодинамических процессов обтекания конфигураций высокоскоростных летательных аппаратов сложной формы в приближении совершенного и химически реагирующего газа, а также разработке вычислительных методов и компьютерных кодов для проведения численных экспериментов в рамках построенных моделей.

#### **Актуальность темы**

Актуальность темы диссертации обусловлена необходимостью разработки вычислительных моделей и компьютерных кодов, предназначенных для численного исследования обтекания летательных аппаратов, движущихся со сверхзвуковыми скоростями. При увеличении скорости полета до скоростей, соответствующих входу космических аппаратов в атмосферы планет, использование в расчетах модели совершенного газа приводит к заведомо неправильному результату, что объясняет актуальность разработки моделей реального газа. Химические реакции диссоциации и

обмена, ионизация в газовой фазе, каталитическая активность на поверхности, абляция, излучение и поглощение в ударном слое, реализуемые в рамках модели реального газа, а также отрывные явления в пограничном слое на поверхности аппарата существенно влияют на предсказание теплового потока и, как следствие, могут определять конструктивные особенности систем теплозащиты. Отдельно необходимо отметить важность последствий радиационного нагрева, обсуждаемых в научной литературе, для условий входа космического аппарата в атмосферу Марса.

Важнейшим этапом решения задач вычислительной аэротермодинамики является построение расчетных сеток. Актуальной проблемой является разработка методов построения структурированных сеток высокого качества, позволяющих выполнять численное моделирование процессов теплообмена за счет высокого пространственного разрешения пограничного слоя. Однако, к настоящему моменту процесс автоматического построения структурированных сеток для областей сложной геометрии является трудоемким, а иногда и невозможным. В задачах вычислительной аэродинамики применение неструктурированных сеток позволяет существенно расширить возможности для исследования аэродинамики летательных аппаратов сложной геометрической формы. Поэтому актуальным направлением является разработка компьютерных кодов и численных методов для работы с неструктурированными сетками.

### **Краткий анализ содержания работы**

Настоящая диссертационная работа имеет следующую структуру:

Во **введении** отражена актуальность исследуемых проблем, сформулирована цель работы и кратко отражена структура диссертации.

В **первой главе** рассматривается перспективная аэродинамическая конфигурация сверхзвукового летательного аппарата - волнолета. Представлено описание алгоритма построения несущей поверхности волнолета

на основе невязкого конического поля течения, являющегося реализацией метода газодинамического конструирования.

Во **второй главе** изложено описание математических моделей эллиптического и гиперболического сеточных генераторов. Представлены результаты их применения к построению структурированных сеток для летательных аппаратов сложной формы.

В **третьей главе** сформулирована физико-математическая модель метода расщепления по физическим процессам. Данный метод реализован в компьютерном коде UST3D, предназначенном для работы с неструктурированными тетраэдральными сетками. С помощью данного кода были получены аэродинамические характеристики различных конфигураций волнолетов в широком скоростном диапазоне и при различных углах атаки, а также проведено сравнение результатов с соответствующими экспериментальными данными.

В **четвертой главе** представлена осесимметричная модель радиационной газовой динамики, предназначенная для моделирования конвективного и радиационного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата в условиях марсианской атмосферы. Полученные результаты говорят о слабом влиянии химических реакций на тепловые потоки для исследованных траекторных точек, отвечающих марсианской миссии “Exomars” Европейского космического агентства.

В **пятой главе** показаны результаты применения трехмерной модели радиационной газовой динамики для моделирования конвективного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата под углом атаки. Рассмотрены различные каталитические свойства поверхности.

В **заключении** кратко формулируются основные выводы по результатам, полученным в диссертационной работе.

## **Достоверность полученных результатов**

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств физической и химической механики, сравнением собственных численных результатов с расчетами других авторов, а также соответствием расчетных и экспериментальных данных.

## **Оценка научной новизны и практической значимости**

В диссертационной работе представлен ряд новых результатов:

1. Разработан метод построения несущей поверхности летательного аппарата (волнолета), основанный на использовании невязкого конического поля течения (метод газодинамического конструирования). Созданный на его основе компьютерный код позволяет выполнять генерацию аэродинамических форм для различных условий набегающего потока, определяющих исходную форму конической ударной волны. В диссертационной работе выполнено численное исследование аэродинамики полученных таким образом конфигураций волнолетов.

2. Разработаны методики, позволяющие выполнять построение структурированных расчетных сеток путем численного решения эллиптических и гиперболических уравнений. Применение эллиптического генератора является наиболее оправданным в задачах, требующих использования многоблочных сеток, а также в условиях, когда определены координаты узлов на всех границах расчетной области. Гиперболический генератор может быть успешно применен при построении сеток для моделирования ближнего поля течения вокруг летательного аппарата сложной формы.

3. Выполнено исследование аэродинамики различных конфигураций волнолетов с применением метода расщепления по физическим процессам.

Получены результаты для широкого диапазона углов атаки, скольжения и скоростей набегающего потока. Полученные данные позволяют сделать вывод о наиболее выгодном с точки зрения аэродинамического качества режиме полета волнолетов. Были рассмотрены также прикладные задачи интеграции волнолета с ракетным ускорителем или ГПВРД, выполнено исследование влияния объемных источников энергии на аэрогазодинамику летательного аппарата, а также исследованы волнолеты с различными вариантами радиуса затупления передних кромок.

4. Выполнены расчеты конвективного и радиационного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата Exomars для актуальных траекторных точек. Продемонстрировано влияние подробности сетки на распределение тепловых потоков. Показано сравнение с актуальными летными данными. Отмечено слабое влияние химических реакций на тепловые потоки для данных траекторных точек. Также отмечен существенный вклад радиационного теплового потока в общий нагрев подветренной поверхности спускаемого аппарата.

5. Проведено численное моделирование конвективного нагрева поверхности спускаемого космического аппарата Exomars, входящего в атмосферу под углом атаки. Выполнен анализ влияния каталитических свойств поверхности на распределение конвективного теплового потока вдоль поверхности летательного аппарата.

#### **Замечания по диссертационной работе**

1. При расчете аэродинамики различных конфигураций волнолетов не разрешается пограничный слой, а вклад вязкости оценивается по упрощенной методике. Фактически, эти расчеты можно было бы провести на основе уравнений Эйлера;

2. Математические постановки задач с волнолетом и спускаемым аппаратом решены в предположении постоянства температуры тела. В

реальности это не так, температура поверхности может изменяться особенно существенно по контуру тела и во времени.

3. Сравнение результатов расчетов с реальными полетными данными спускаемого космического аппарата Ecomars показывает значительное расхождение - расчетные данные существенно выше экспериментальных измерений. Одним из объяснений этих расхождений, по мнению соискателя, является неопределенность угла атаки аппарата. Однако оценок влияния угла атаки на расчетные данные в сравнении с экспериментальными измерениями не представлено, несмотря на то, что заключительная глава содержит результаты трехмерных расчетов течения около СКА Ecomars под углом атаки;

4. Сравнение результатов расчетов с реальными полетными данными спускаемого космического аппарата Ecomars проведено в аэродинамической тени, где, как следует из представленных результатов, формируется вихревое течение. Из первичных оценок можно ожидать, что в этой области происходит ламинарно-турбулентный переход. Однако, оценок влияния турбулентности не приведено (расчеты с алгебраической моделью турбулентности выполнены для трехмерного обтекания, где нет сравнения с экспериментальными данными).

5. В работе представлены решения большого количества задач с использованием разработанных автором довольно сложных программных кодов. Однако ни в автореферате, ни в диссертации не указано личное участие автора.

Отмеченные замечания не снижают актуальность и значимость полученных результатов и не влияют на общую положительную оценку работы.

### **Заключение**

Работа является законченной и выполнена автором на высоком научном уровне. Проведенные научные исследования можно охарактеризовать как научно-обоснованный систематический анализ важных фундаментальных и прикладных задач разработки вычислительных моделей аэротермодинамики

совершенного и химически реагирующего газа. Представленные в работе исследования достоверны, выводы и рекомендации обоснованы.

Диссертационная работа содержит достаточное количество исходных данных, имеет пояснения, рисунки, графики, примеры, подробные расчеты, написана технически квалифицированно и аккуратно оформлена. По каждой главе и работе в целом имеются выводы.

Основные этапы работы, выводы и результаты представлены в автореферате, соответствующем содержанию диссертации. По актуальности рассмотренных проблем, научной новизне решенных задач и практической значимости полученных результатов диссертационная работа соответствует всем требованиям, предъявляемым ВАК Российской Федерации 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».

д.ф.-м.н., г.н.с.,  
заведующий лабораторией  
Физики плазменноточковых  
и лазерных процессов

Ковалев О. Б.

к.ф.-м.н., с.н.с.

Шоев Г.В.

д.ф.-м.н., с.н.с.



Кудрявцев А.Н.

Ковалев О.Б., Шоев Г.В., Кудрявцев А.Н.  
удостоверяю  
Зав. канцелярией Федерального государственного  
бюджетного учреждения науки  
Института теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича Сибирского отделения  
Российской академии наук