

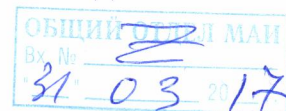
ОТЗЫВ

официального оппонента, доктора технических наук, профессора, заведующего кафедрой «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ имени Н.Э. Баумана Резника Сергея Васильевича на диссертационную работу Пашкова Олега Анатольевича «Тепло-массообмен на поверхности элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов самолетных схем при полете в атмосфере», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

Актуальность темы диссертации. В последние годы в нашей стране и за рубежом активизировались работы, направленные на создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Такие работы начались более 50 лет назад и тормозились из-за больших трудностей в обеспечении заданного теплового режима конструкции. Вероятные причины нового повышенного интереса к ГЛА вызваны существенным прогрессом в деле теоретического и экспериментального исследования сложных теплофизических процессов, сопровождающих полет ГЛА, а также новыми достижениями в области термомеханики и технологии производства высокотемпературных композиционных материалов.

Физическая природа аэродинамического нагрева ГЛА при полёте в атмосфере обусловлена их высокой скоростью. Вблизи аппарата гиперзвуковой поток вследствие вязкости газа тормозится, и его кинетическая энергия переходит в теплоту. Величина тепловой энергии столь высока, что температура поверхности аппарата превышает допустимый предел и при отсутствии специальной тепловой защиты теплонапряжённые элементы конструкции подвергаются термохимическому и механическому разрушению, что недопустимо.

В связи с этим при проектировании ГЛА с надёжной тепловой защитой необходимо с высокой достоверностью знать параметры термо-газодинамики и тепло-массообмена, реализуемые в полёте. С учетом недостаточной



изученности этих параметров актуальность диссертационной работы Пашкова О.А. не вызывают сомнения.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, шести глав, заключения, списка литературы и приложения. Работа включает 157 страниц основного текста и выводы, 65 рисунков, 12 таблиц, список литературы из 72 наименований.

Во введении дана характеристика актуальности выбранной темы, сформулированы цель и задачи работы, приведена информация о научной новизне и практическая значимости, достоверности и обоснованности результатов.

В первой главе выполнен анализ основных закономерностей физико-химических процессов, происходящих у поверхности ГЛА в полете. Проведён критический обзор используемых в настоящее время методик исследования этих процессов. В результате анализа аэродинамических компоновок возвращаемых космических аппаратов и ГЛА сделан вывод о том, что самолётная схема имеет ряд неоспоримых преимуществ по сравнению с другими схемами. Рассмотрены особенности построения тепловой защиты многоразовых ГЛА самолетных схем и отмечено, что их тепловая защита должна быть многофункциональной. Сложность проектирования тепловой защиты привела автора к заключению о необходимости использования методов вычислительной математики для определения параметров термо-газодинамики и теплообмена на поверхности ГЛА.

Во второй главе представлена математическая модель процессов термогазодинамики и тепло-массообмена на поверхности ГЛА, включающая систему уравнений Навье–Стокса, дополнительные уравнения переноса компонент газовой смеси, излучения и химической кинетики. В рамках этой модели используются только геометрические характеристики ЛА, параметры набегающего потока, а также возможные вариаций траектории полёта.

Третья глава посвящена выбору инструментов для численных моделирования. В ней представлены результаты исследования влияния структуры расчётной сетки на получаемые результаты. На примере решения тестовой задачи показано влияние сеточного разрешения (количество расчётных ячеек на поверхности анализируемого элемента конструкции планера) на получаемые результаты. Обоснован выбор расчётной сетки определённой размерности.

В четвертой главе сообщается о верификация математической модели, представленной в главе 2. Автор использовал традиционный подход, сопоставляя результаты численного решения тестовых задач с данными других авторов. В итоге было установлено, что представленная в главе 2 математическая модель пригодна для определения плотностей тепловых потоков и температурных полей на поверхности теплонапряженных элементов конструкции, а также для выявления характерных и аномальных зон гиперзвукового течения. Тем не менее, был сделан вывод о целесообразности модификации модели. Следует отметить непривычность такого подхода, так как обычно творческий процесс разработки конкретных предметно-ориентированных математических моделей заканчивается до написания диссертации. В диссертации приводят математическую модель или модели, совершенство которой/которых не подвергается сомнению, напротив, она/они обладают преимуществами по сравнению с другими известными моделями.

В пятой главе излагается модифицированная математическая модель, которая является результатом доработки модели главы 2. Модифицированная модель дополнена шестью реакциями ионизации, введена дополнительная полуэмпирическая модель турбулентности, основанная на осреднении по Рейнольдсу. Кроме того, с учётом влияния турбулентности модифицировано соотношение для вычисления диффузионных потоков всех i -ых компонент, основанное на законе Фика. Проведено обоснованное уточнение

теплофизических свойств ряда компонент высокотемпературной химически активной газовой среды.

Шестая глава посвящена автором верификации модифицированной модели главы 5. Однако лишь один параграф 6.1 явно можно отнести к процедуре верификации. Остальные 4 параграфа (6.2-6.5), по-существу, содержат весьма интересные и полезные результаты прикладных расчетно-теоретических исследований в области термогазодинамики затупленных тел и моделей ГЛА и сравнение этих результатов с экспериментальными и расчётными данными других авторов. Объектами исследований служили: сфера, модель марсианского зонда, модель спускаемого аппарата сегментально-конической формы, затупленный по сфере цилиндр, малоразмерный крылатый возвращаемый аппарат ЦАГИ. Все это указывает, что главу 6 можно было назвать иначе, например, «Прикладные исследования в области гиперзвуковой термо-газодинамики».

В целом после знакомства с содержанием глав возникло ощущение, что без потери качества работы автор мог объединить главы 2 и 5 в одну главу 2, главы 3, 4 и параграф 6.1 в одну главу 3. При этом глава 6 стала бы главой 4.

Цель диссертации заключалась в разработке полной математической модели процессов термогазодинамики и тепло-массообмена при полёте ГЛА на высотах, удовлетворяющих модели сплошной среды. Хотя в такой формулировке речь идет лишь о создании нового инструмента сложных теплофизических исследования, но на самом деле автором решается проблема повышения точности и глубины этих исследований, которые не менее важны.

Достоверность. В диссертации использована комплексная методология, которая сочетает математическое моделирование с последующим сопоставлением результатов с данными лётных испытаний натуральных объектов, а также тестовых испытаний моделей на газодинамических стендах. Математическое моделирование базируется на построении связанной системы дифференциальных уравнений, включающей уравнения

Навье-Стокса, энергии, диффузии, переноса излучения и уравнений неравновесной химической кинетики компонентов для случаев как ламинарного, так и турбулентного химически активного пограничного слоя.

В этой связи достоверность представленных в работе результатов подтверждаются тем, что при математическом моделировании автором использованы фундаментальные положения механики сплошной среды, термодинамики, теории тепло-и массообмена с учётом физико-химических процессов, протекающих в многокомпонентном пограничном слое. Для получения конкретно-числовых результатов по предложенным математическим моделям использованы численные методы решения.

Тестовые проверки полученных в работе результатов показали их удовлетворительное соответствие с экспериментальными и расчётными данными других авторов, опубликованными в открытой печати.

Новизна полученных в работе результатов состоит в следующем:

- разработана многопараметрическая математическая модель, описывающая процессы термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхностях теплонапряжённых элементов конструкции ГЛА;

- математическая модель включает совокупность относительно простых математических моделей процессов термо-газодинамики, тепло-массообмена, переноса излучения и химической кинетики, однако позволяет при этом достоверно и с минимальными временным и затратами рассчитывать теплообмен на поверхности ГЛА.

Практическая значимость результатов работы проявляется:

- в практическом использовании предложенного метода математического моделирования ламинарных и турбулентных химически активных пограничных слоёв, реализуемых на поверхности ГЛА, в целях повышения достоверности и эффективности экспериментальных исследований;

- в разработке эффективного метода прогнозирования газодинамики высокоскоростных течений и теплообмена на поверхностях элементов конструкции ГЛА при различных режимах полёта;

- в сокращении объёмов научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при проектировании, производстве и эксплуатации изделий высокоскоростной авиации и ракетно-космической техники нового поколения;

- в прогнозировании методов и средств тепловой защиты высокоскоростных ЛА.

Таким образом, научная и практическая значимость квалификационной работы выражается:

- в создании научно обоснованной математической модели, средств её численного решения и программного обеспечения, позволяющих на этапе проектирования изделий получать достоверные параметры процессов термогазодинамики и тепло-массообмена на поверхности ГЛА.

- в развитии комплексной методологии решения многопараметрических задач высокотемпературной термогазодинамики и тепло- и массообмена при обтекании тел гиперзвуковым потоком в сочетании численного и физического эксперимента;

- в модификации численных методов решения задач газовой динамики, тепло-массопереноса и переноса излучения применительно к высокотемпературным турбулентным сжатым и пограничным слоям с неравновесными химическими реакциями;

- в ведении в математическую модель турбулентного струйного течения уравнений, учитывающих эффекты высокоскоростной сжимаемости.

Автореферат соответствует основному содержанию и выводам диссертации, а тема диссертации и её содержание соответствует паспорту специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника».

Конкретные рекомендации по использованию результатов диссертации. Наиболее значимые научные и практические результаты и

рекомендации диссертационной работы могут найти применение при разработке новых образцов авиационной и ракетно-космической техники в: ПА «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», АО «ВПК «НПО машиностроения», ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», ФГУП «ЦНИИМАШ», ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», Испытательный центр им. М.В. Келдыша, ЦИАМ им. П.И. Баранова, ОАО «Корпорация «Московский институт теплотехники».

Замечания и пожелания:

1. В работе все расчёты проведены для осесимметричного гиперзвукового течения набегающего потока на поверхности ГЛА. При продолжении исследований хотелось бы предложить автору провести расчёты теплообмена на поверхности ГЛА при его полёте в атмосфере под углом атаки, когда течение на поверхности аппарата не осесимметричное.

2. При скоростях движения 6-8 км/с излучение из ударной волны становится существенным в теплообмене ГЛА. Тем не менее в диссертации на стр. 51 предполагается, что до скоростей 10 км/с можно пренебречь излучающими свойствами ударной волны и сжатого слоя. Заметим, что автор не обходит эту проблему стороной, однако формулировка и преобразование уравнения переноса теплового излучения в п. 2.4.2 вызывают ряд вопросов. Исходная формулировка уравнения в форме (2.51) дана без обязательных допущений. Судя по всему, предполагалось, что исследуемая область представляет собой плоский слой. Для цилиндрического и сферического слоя форма уравнения переноса будет иной. Далее, вновь без объяснения уравнение переноса излучения предельно упрощается, и в записанном виде (2.52) уже не позволяет учитывать объемное ослабление излучения, собственное излучение газообразной среды и многократное рассеяние излучения на продуктах деструкции. Такая упрощенная постановка сужает возможности моделирования термо-газодинамики ГЛА, особенно в тех случаях, когда велика вероятность нарушения стойкости конструкционных и теплозащитных материалов.

3. В тексте имеются смысловые и терминологические неточности.

Так, в главе 1 на стр. 18 автор ошибочно утверждает: «...что впервые гиперзвуковой полёт в плотных слоях атмосферы был реализован в рамках спуска с орбиты первых *транспортных систем* Восток, Восход и Меркурий, которые осуществляли вход с орбиты в атмосферу по баллистической траектории [12]».

Во-первых, пилотируемые космические корабли Восток, Восход и Меркурий только с большой натяжкой можно отнести к транспортным системам. Во-вторых, как известно в 1955 г. в нашей стране впервые в мире была решена проблема «теплового барьера», благодаря успешным испытаниям управляемой баллистической ракеты Р-5 (8К51) с отделяемой головной частью, имевшей теплозащитное покрытие из асботекстолита. Это произошло на 5 лет раньше благополучного возвращения из космоса спускаемого аппарата 2-го корабля-спутника (19 августа 1960 г.) – прототипа космического корабля Восток, на котором 12 апреля 1961 г. совершил полет в космос Ю.А. Гагарин.

На стр. 19 читаем «... вход с орбиты в плотные слои атмосферы *на громадной* скорости». Насколько велика громадная скорость по сравнению с гиперзвуковыми скоростями остается только догадываться.

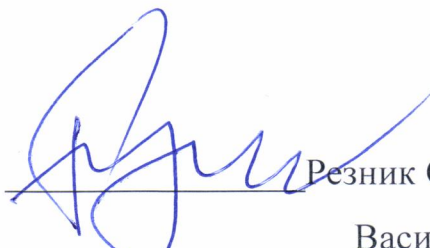
На стр. 20 автор пишет: «...была начата разработка космической системы «Спираль» [13], которая должна была состоять из орбитального самолёта, выводимого в космос гиперзвуковым самолётом-разгонщиком, а затем на орбиту с помощью ракетной ступени». Неточность состоит в том, самолет-перехватчик «Спираль» имел самостоятельную ракетную ступень для достижения орбитальной скорости после отделения от гиперзвукового самолета-разгонщика. Другими словами, самолёт-разгонщик служил лишь первой ступенью системы космического перехвата.

В целом отмеченные недостатки не влияют на общую положительную оценку диссертационной работы. Диссертация Пашкова О.А. является законченной научно-квалификационной работой, посвященной исследованию процессов тепло- массообмена на поверхности ГЛА

самолетных схем, обладает внутренним единством, содержит новые и практически полезные научные результаты. Результаты диссертации опубликованы в 9 статьях, 8 из которых опубликованы в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России.

Диссертационная работа «Тепло-массообмен на поверхности элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов самолетных схем при полете в атмосфере» соответствует требованиям Положения о порядке присуждения научным и научно-педагогическим работникам ученых степеней. Её автор – Пашков Олег Анатольевич, заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника».

Официальный оппонент –
д.т.н., профессор, заведующий
кафедрой СМ-13 «Ракетно-космические
композитные конструкции» ФГБОУ ВО
«Московский государственный технический
университет им. Н.Э. Баумана (национальный
исследовательский университет)»


Резник Сергей
Васильевич

105005 г. Москва, ул. 2-я Бауманская,
Дом 5, стр. 1
Телефон +7(499) 263 64-66
e-mail: sreznik@bmstu.ru

Подпись Резника С.В. заверяю:

