

На правах рукописи



Пашков Олег Анатольевич

**ТЕПЛО-МАССООБМЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ
КОНСТРУКЦИИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
САМОЛЕТНЫХ СХЕМ ПРИ ПОЛЕТЕ В АТМОСФЕРЕ**

Специальность

01.04.14 – Теплофизика и теоретическая теплотехника

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва – 2016

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Никитин Петр Васильевич

Официальные оппоненты: **Резник Сергей Васильевич**
доктор технических наук, профессор, Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, заведующий кафедрой "Ракетно-космические композитные конструкции"

Алексеев Алексей Кириллович
доктор физико-математических наук, доцент, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, главный научный сотрудник

Ведущая организация: Акционерное общество «Военно-промышленная корпорация «Научно-производственное объединение машиностроения»

Защита состоится «17» апреля 2017г. в 13:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ), по адресу: 125993 Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института (национального исследовательского университета) (МАИ) http://www.mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=75759

Автореферат разослан «__» _____ 2017 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д.т.н., профессор



Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы.

Научно-техническая проблема тепловой защиты конструкции летательных аппаратов (ЛА) от аэродинамического нагрева впервые возникла в середине 20-го века в связи с интенсивным развитием высокоскоростной авиационной и ракетно-космической техники. Физическая природа аэродинамического нагрева обусловлена тем, что в вязком сжатом и пограничном слоях на поверхности аппарата высокоскоростной набегающий поток тормозится, в результате чего термодинамическая энтальпия газа достигает громадных значений и сжатый и пограничный слои становятся химически активными. Скорость полёта аппарата, при которой реализуются эти условия, названа гиперзвуковой, а аппараты, совершающие полёт в атмосфере с такой скоростью, получили наименование гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). В процессе аэродинамического нагрева температура поверхности элементов конструкции ГЛА может превысить допустимую, что вызовет их разрушение. Для предотвращения указанного, при проектировании ГЛА необходимо решить задачу определения с высокой степенью достоверности параметров термо-газодинамики и тепло-массообмена у их поверхности. Это позволит целенаправленно использовать для защиты теплонапряжённых элементов термостойкие и жаропрочные материалы. Кроме того, решение этой задачи даст возможность оптимизировать массовые, габаритные, а, следовательно, аэродинамические характеристики ГЛА. Сделать аппарат многократным.

Таким образом, всё указанное выше определяет актуальность темы настоящей работы.

Проведенный в работе анализ по данной проблеме показал, что в целом, все проводимые в настоящее время исследования можно разделить на два основных направления:

- создание ГЛА с планером самолётного типа как гражданского, так и военного назначения, совершающего полёт в атмосфере на высотах до 40-60 км.
- создание многократных спускаемых космических аппаратов (КЛА) с планером самолётного типа, с применением инновационных технологий и новых принципов построения тепловой защиты.

Решение указанной выше задачи является достаточно сложным, поскольку при гиперзвуковом полёте на поверхности ГЛА в полной мере проявляются атомно-молекулярные высокотемпературные физико-химические процессы, включающие релаксацию внутренних степеней свободы частиц, многокомпонентную диффузию, обусловленную неравновесными процессами диссоциации, рекомбинации и ионизации.

Этот спектр физико-химических процессов проявляется в макроскопической форме в виде широкого диапазона изменения определяющих критериев подобия: Маха, Рейнольдса, Кнудсена, Дамкеллера, Шмидта, Льюиса и др. По этой причине эффективное экспериментальное физическое моделирование гиперзвуковых высотных течений в наземных условиях жестко ограничено, а проведение лётных экспериментов очень дорого. В связи с этим при проектировании ГЛА особенно остро проявляется потребность в разработке достоверных методов математического моделирования процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена.

Таким образом, из всего сказанного следует, что задача теоретического исследования термо-газодинамики и тепло-массообмена в высокоскоростных течениях является многопараметрической и становится важнейшей неотъемлемой стадией проектирования ГЛА нового поколения.

Цель работы.

Целью настоящей работы являлась разработка полной математической модели процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена при полёте ГЛА на высотах, где атмосфера удовлетворяет гипотезе сплошности.

Задачи работы:

Для решения указанной цели в работе решены следующие задачи:

– определены особенности полёта ГЛА самолётных схем в плотных слоях атмосферы Земли с глубоким анализом физико-химических процессов, протекающих в сжатом и пограничном слоях;

– разработана полная математическая модель процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена при обтекании планера гиперзвуковым потоком;

– проанализированы особенности решения разработанной математической модели численными методами;

– исследовано влияние структуры расчётной сетки на достоверность получаемых результатов;

– проведена верификация разработанной математической модели путём сравнения результатов расчёта процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности сферы и затупленного конуса с данными открытых источников;

– по результатам верификации проведена модификация математической модели;

– с использованием модифицированной математической модели, проведены расчёты процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности сферы, модели планетарного зонда, модели спускаемого аппарата сегментально-конической формы и перспективного малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата.

Методы исследования.

Работа направлена на достижение указанной цели и решение сформулированных выше задач путём математического моделирования и модификации численных методов решения. При этом разработана общая математическая модель процессов, проведена модификация существующих средств численного моделирования, выполнен большой объём расчётных исследований процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности элементов ГЛА разной геометрической формы.

Научная новизна.

В рамках данной работы впервые предложена общая математическая модель, основанная на совокупности относительно простых математических моделей. При этом научная новизна модели выражается в следующем:

- учитывает основные процессы термо-газодинамики, тепло-массообмена и химической кинетики, протекающие в сжатом и пограничном слое при ламинарном и турбулентном режимах течения;

- позволяет использовать стандартные компьютерные ресурсы для решения прикладных задач с сокращением расчетного времени.

Известны математические модели, основанные на простых приближениях (схема Прандтля, формула Фейя-Ридделла для равновесного течения), которые рассчитывают параметры процессов термо-газодинамики, тепло-массообмена на поверхности ГЛА с большой долей погрешности ($\sim 15 \div 20\%$). Известны также математические модели, учитывающие атомно-молекулярные высокотемпературные физико-химические процессы, протекающие в сжатом и пограничном слое. Однако по причине большой вычислительной сложности, эти модели часто непригодны для решения прикладных задач с использованием стандартных компьютерных ресурсов.

Корректность полученных с использованием предложенной математической модели расчётных данных подтверждена её верификацией с опубликованными отечественными и зарубежными экспериментальными данными.

Всё указанное позволяет характеризовать разработанную математическую модель, как вносящую элементы научной новизны в процесс проектирования ГЛА при расчёте параметров термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности планера.

Теоретическая и практическая значимость результатов исследований.

Теоретическая ценность работы выражается в разработке общей математической модели, позволяющей с достаточной степенью точности ($\sim 7 \div 10\%$) анализировать параметры процессов, протекающих вблизи поверхности ГЛА при полёте в атмосфере на разных режимах.

Практическая значимость результатов исследований состоит в надёжности созданной математической модели, методов и средств её численного решения,

значительно ускоряющих выполнение инженерных расчётов с целью достоверного определения параметров термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности ГЛА.

Достоверность и обоснованность работы подтверждаются удовлетворительным совпадением результатов численного моделирования процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена, проведенного с использованием предложенной математической модели, с экспериментальными и расчетными данными других авторов, полученными при прочих равных начальных условиях.

Личный вклад автора.

Личный вклад автора работы выражается в следующем:

- проведён критический анализ опубликованной информации по результатам исследования процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена при решении проблемы тепловой защиты ГЛА. Выявлены всё ещё не решённые по этой тематике задачи;

- разработана общая математическая модель процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена, протекающих в химически активном пограничном слое на поверхности ГЛА с учётом турбулентности, неравновесных химических реакций, а также изменения в широком диапазоне теплофизических свойств компонентов газовой смеси;

- проведена верификация разработанной математической модели путём сравнения расчётных данных процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена с экспериментальными данными других авторов при обтекании гиперзвуковыми потоками поверхностей разных форм: сферы, конуса, притупленной сферой, модели планетарного зонда, модели спускаемого аппарата сегментально-конической формы, цилиндра, притупленной сферой, а также перспективного малоразмерного крылатого возвращаемого орбитального аппарата;

- исследовано влияние структуры расчётной сетки на достоверность получаемых данных с оценкой погрешности расчётов. Проведён анализ результатов расчёта с использованием сеток разной размерности и их влияния на точность определяемых данных;

- сделаны выводы и сформулированы рекомендации по особенностям расчёта теплообмена на поверхностях элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов.

Апробация работы и публикации.

Основные научные результаты работы неоднократно докладывались на научно-технических отечественных и международных конференциях. В частности, на 13-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2014» (Москва, Россия, 17-21 ноября 2014г.), на Всероссийской научно-технической конференции

«Авиадвигатели XXI века» (Москва, Россия, 24-27 ноября 2015г.), на XV Международном Минском форуме по тепло - и массообмену (Минск, Республика Беларусь, 23-26 мая 2016 г.).

Основные результаты диссертации опубликованы в 9 статьях, 8 из которых изданы в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК.

Структура и объём работы.

Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, выводов по работе и списка цитируемой литературы. Работа включает 157 страниц основного текста, выводы, 65 рисунков, 12 таблиц, список литературы из 72 наименований.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы. Показана новизна работы, её научная и практическая значимость, достоверность и обоснованность результатов. Кратко охарактеризованы методы исследования, используемые в работе.

В главе 1 диссертации проанализированы основные закономерности физико-химических процессов, происходящих на поверхности при полёте ГЛА в атмосфере. Проведён критический обзор используемых методик исследования этих процессов.

Проанализированы основные преимущества ГЛА самолетных схем в сравнении с другими схемами. Показано, что:

– вход ГЛА самолетных схем с орбиты в плотные слои атмосферы осуществляется по управляемой пологой траектории, что существенно снижает интенсивность аэродинамического нагрева;

– осуществляется горизонтальная посадка аппарата;

– возможно маневрирование, например, для изменения траектории с целью посадки на основной или на запасные аэродромы.

Также в главе проанализированы особенности построения тепловой защиты многоразовых ГЛА самолетных схем. Установлено, что тепловая защита ГЛА должна противостоять воздействию целого ряда физических факторов, то есть должна быть многофункциональной. Показано, что для разработки тепловой защиты ГЛА могут быть эффективно применены методы вычислительной математики, которые позволяют достоверно определять параметры термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности ГЛА на стадии его проектирования.

В главе 2 представлена математическая модель процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности ГЛА, основанная на решении дискретных аналогов системы уравнений Навье–Стокса и уравнений дополнительных моделей (уравнения энергии, уравнений переноса компонент газовой смеси и лучистой энергии, уравнений химической кинетики). При этом для

дискретизации уравнений механики сплошной среды применен метод контрольного объема в виде:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{A} = \int_V \mathbf{H} dV, \quad (1)$$

где \mathbf{W} – вектор основных переменных (плотность, скорость, внутренняя энергия, концентрация и др.), \mathbf{F} – вектор конвективных потоков, \mathbf{G} – вектор вязких потоков.

Воздух рассматривался в виде смеси из пяти компонентов (O_2 , N_2 , O , N , NO). Параметры указанной смеси компонентов рассчитывались с использованием соотношений в виде:

– плотность смеси:

$$\rho_{см} = \frac{P_{ст}}{R_{\mu} T \sum_i \frac{C_i}{M_i}} \quad (2)$$

где: $P_{ст}$ – местное статическое давление; R_{μ} – универсальная газовая постоянная; T – местная статическая температура; C_i и M_i – массовая концентрация и молярная масса i -ой компоненты, соответственно;

– удельная изобарная теплоёмкость $c_{p,i}$ каждой i -ой компоненты газовой смеси задавалась по кусочно–линейному закону в виде функции от температуры.

– теплопроводность λ_i каждой i -ой компоненты, вычислялась с использованием соотношения, полученного в молекулярно-кинетической теории:

$$\lambda_i = \frac{15}{4} \frac{R_{\mu}}{M_i} \cdot \mu_i \left[\frac{4}{15} \frac{c_{p,i} \cdot M_i}{R_{\mu}} + \frac{1}{3} \right], \quad (3)$$

где: μ_i – динамическая вязкость i -й компоненты, функция $\mu_i(T)$; $c_{p,i}$ – удельная изобарная теплоёмкость i -й компоненты также функция $c_{p,i}(T)$

– динамическая вязкость каждой i -й компоненты вычислялась по известной формуле Сатерленда в виде:

$$\mu_i = \mu_{0i} \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_{норм} + S}{T + S}, \quad (4)$$

где: μ_{0i} – динамическая вязкость i -й компоненты при нормальных условиях; T – статическая температура, К; $T_{норм}$ – температура при нормальных условиях; S – эффективная температура (константа Сатерленда).

Теплофизические свойства смеси вычислялись как средневзвешенные по концентрациям.

Так как при гиперзвуковых скоростях потока характерный временной масштаб потока подобен временному масштабу протекания химических процессов, то эффекты диссоциации и рекомбинации учитывались с использованием модели

конечной скорости химической реакции. То есть применялась модель неравновесной химической кинетики.

В рамках представленной математической модели рассматривались пять основных неравновесных химических реакций диссоциации и рекомбинации, три из которых реализуются с участием третьих тел (М в Таблице 1).

Таблица 1

Модель химической кинетики

1	$O_2+M \leftrightarrow 2O+M$
2	$N_2+M \leftrightarrow 2N+M$
3	$NO+M \leftrightarrow N+O+M$
4	$NO+O \leftrightarrow O_2+N$
5	$N_2+O \leftrightarrow NO+N$

Поскольку в теплообмене процессы спектрального неравновесного излучения ударной волны и сжатого слоя играют важную роль при скоростях полёта, превышающих 10 км/сек, то в работе излучением ударной волны и сжатого слоя пренебрегалось. Однако в уравнении баланса тепловых потоков на поверхности ГЛА принималось, что поверхность излучает как серое тело согласно закону Стефана - Больцмана.

В главе 3 проанализировано влияние структуры расчётной сетки на получаемые в результате численного решения математической модели результаты. Известно, что достоверность результатов, получаемых при решении дискретных аналогов дифференциальных уравнений механики сплошной среды, во многом зависит от масштаба сеточного разрешения аномальных зон сверхзвукового течения, т.е. зон больших градиентов параметров потока, реализуемых, например, области скачков уплотнения. Для доказательства этого с использованием составленной математической модели решена задача обтекания гиперзвуковым потоком ($M_\infty = 29,45$) сферы радиуса $R_0 = 0,03048$ м. В расчёте статические параметры состояния газа в гиперзвуковом потоке составляли: температура $T_\infty = 196,7$ К, давление $P_\infty = 12,21$ Па. Массовая концентрация молекулярного кислорода потоке составляла $C_\infty(O_2) = 0,233$, молекулярного азота $C_\infty(N_2) = 0,767$. Считалось, что непроницаемая поверхность сферы имела температуру $T_w = 1500$ К и обладала абсолютной каталитической активностью ($k_w \rightarrow \infty$). С целью детального исследования влияния масштаба ячеек расчётной сетки на достоверность получаемых результатов в области головной ударной волны, было построено пять расчётных сеток, состоящих из четырехугольных ячеек. При этом размеры расчётной области оставались без изменений. Предполагалось, что в окрестности передней критической точки градиенты физических величин по нормали к поверхности сферы много больше, чем по касательной. По этой причине для всех

сеток количество ячеек на образующей сферы составляло 80 ячеек на четверть образующей. Напротив, с целью исследования сеточной независимости решения количество ячеек по нормали к поверхности сферы изменялось. Размерности всех сеток приведены в таблице 2.

Таблица 2

Параметры расчетных сеток

Номер сетки	Размерность сетки	Количество ячеек
1	40 X 80	3200
2	60 X 80	4800
3	80 X 80	6400
4	100 X 80	8000
5	120 X 80	9600

Было установлено, что уменьшение размера ячеек по нормали к поверхности сферы в области головного скачка уплотнения приводит к уточнению его термодинамических свойств. В качестве примера на рисунке 1 представлено распределение статической температуры по нормали к поверхности сферы в точке торможения.

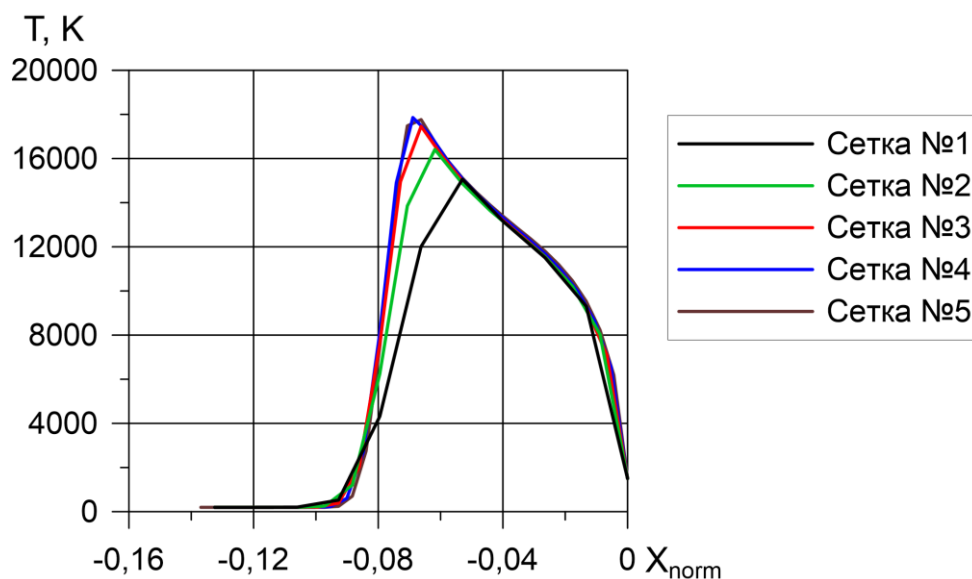


Рис. 1. Распределение температуры в сжатом и пограничном слое по нормали к поверхности сферы в точке торможения.

На рисунке: координаты по X_{norm} от -0,07 до 0 – пограничный и сжатый слои, 0 - поверхность.

Представленные данные получены с использованием пяти описанных выше расчётных сеток. На рисунке 1 по оси абсцисс отложена безразмерная координата, представленная соотношением, $X_{norm} = X / R_0$, где R_0 - радиус сферы. При этом за начало системы координат принята передняя критическая точка, а ось абсцисс совпадает с вектором скорости набегающего потока.

Из представленных на рисунке 1 данных следует, что положение головного скачка уплотнения и максимальная температура газа в нём сильно разнятся при разном сеточном разрешении области головного скачка уплотнения. Это объясняется тем, что при использовании сеток с более мелкими ячейками достовернее определяются градиенты газодинамических параметров. Это наглядно представлено на рисунке 2.

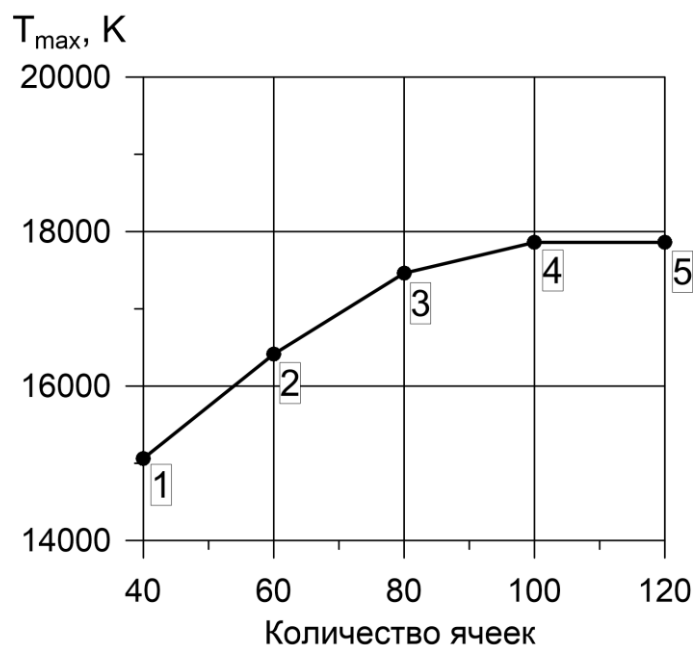


Рис. 2. Зависимость максимальной температуры в отошедшей ударной волне от количества ячеек по нормали к поверхности сферы.
(на графике отмечены номера расчётных сеток).

Видно, что зависимость стремится к некоторому пределу, который и является точным решением. При этом каждое последующее измельчение расчётной сетки оказывает все меньшее влияние на получаемые результаты. Так результаты, полученные на расчётной сетке №5, отличаются от результатов, полученных на расчётной сетке №4, менее чем на 0,5%. Это позволило в дальнейших расчётах использовать расчётную сетку №4.

В главе 4 представлена верификация предложенной математической модели, проведенная путём сравнения результатов расчёта тестовых задач с данными других авторов. В частности, проведено сравнение параметров процессов термогазодинамики и тепло-массообмена на лобовой части поверхности сферы указанной выше геометрии и параметрами набегающего потока.

Расчётные данные, полученные с использованием представленной в работе математической модели, сравнивались с данными работ Видхопфа, Вонга (1988), и Деллингера (1969).

На рисунке 3 приведено сравнение результатов распределения статической температуры и безразмерной плотности по нормали к поверхности сферы в точке

торможения. На рисунке 4 представлено распределение массовых концентраций компонентов N_2 , O_2 по нормали к поверхности сферы в точке торможения. Видно, что в сжатом и пограничном слое результаты, полученные по исходной математической модели, удовлетворительно согласуются с данными выше указанных источников по большинству газодинамических параметров.

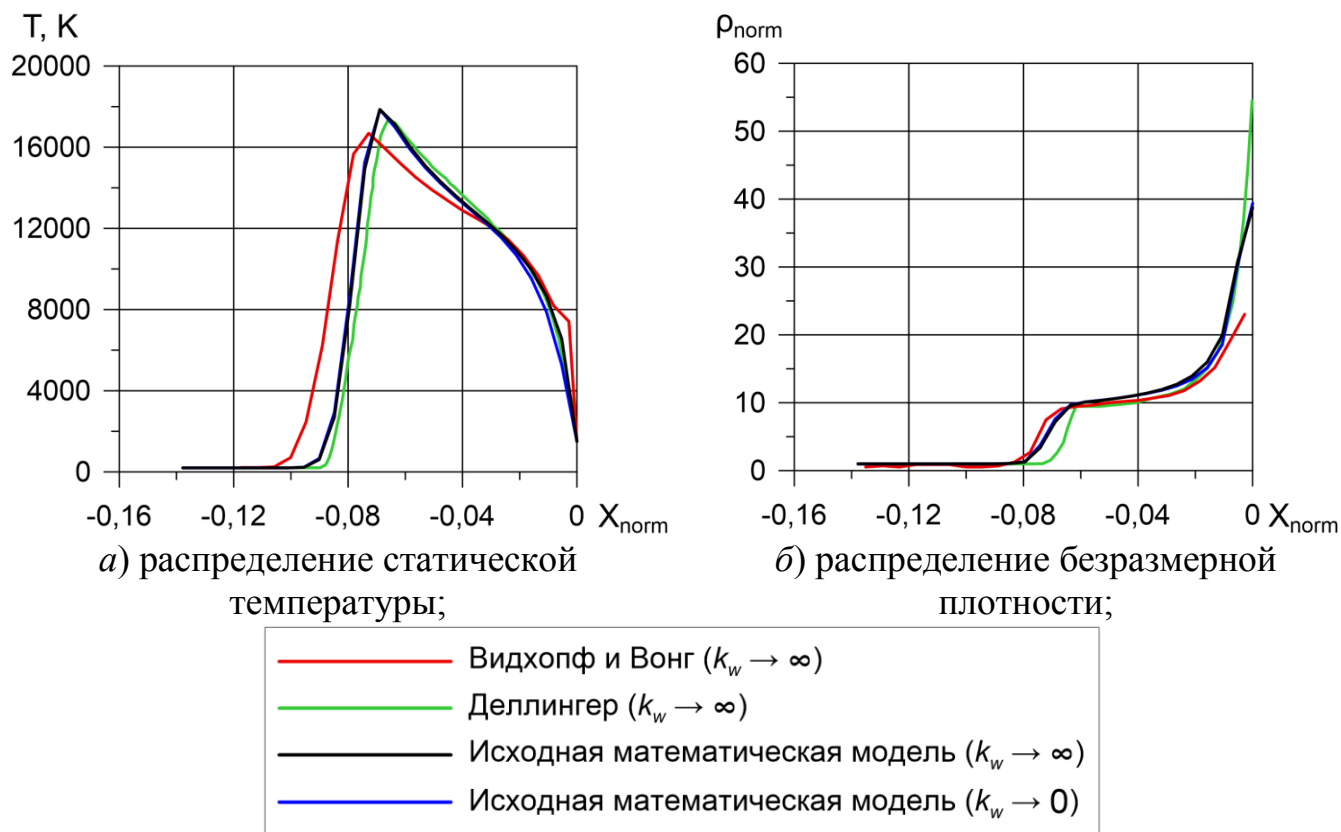
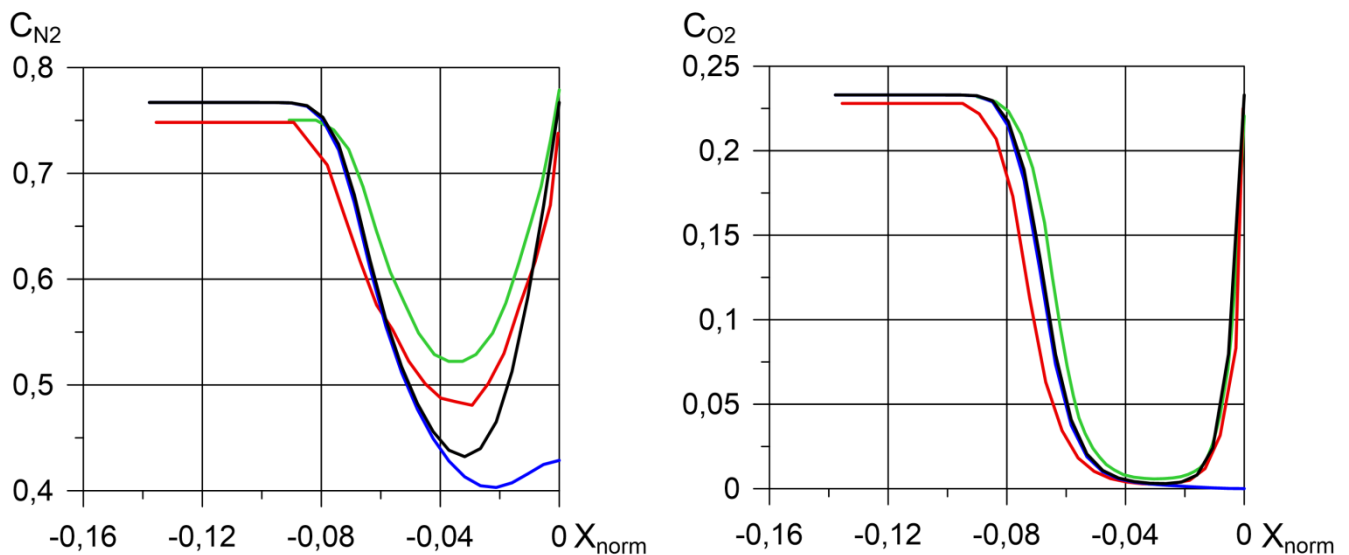


Рис. 3. Распределение статической температуры и безразмерной плотности в сжатом и пограничном слое по нормали в точке торможения сферы.

На рисунке: координаты по X_{norm} от -0,07 до 0 – пограничный и сжатый слой, 0 - поверхность.

Однако в процессе верификации было установлено, что в некоторых случаях полученные с использованием исходной математической модели результаты неудовлетворительно согласуются с данными ряда авторов. В частности, такое несоответствие данных было выявлено при численном исследовании процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности притупленного сферой конуса с углом полуконусности $\theta = 6^\circ$ и радиусом притупления $R_0 = 0,0381\text{м}$ (см. рисунок 5). Скорость набегающего потока соответствовала числу Маха $M_\infty = 25,0$. Статические параметры состояния газа в потоке: температура $T_\infty = 265,86\text{К}$, давление $P_\infty = 53,85\text{Па}$. Принималось, что температура поверхности конуса была постоянной и равной $T_w = 1260\text{К}$. Были рассмотрены два предельных случая. В первом, поверхность конуса обладала абсолютной каталитической активностью ($k_w \rightarrow \infty$). Во втором, $k_w \rightarrow 0$.



а) распределение массовой концентрации N_2 б) распределение массовой концентрации O_2

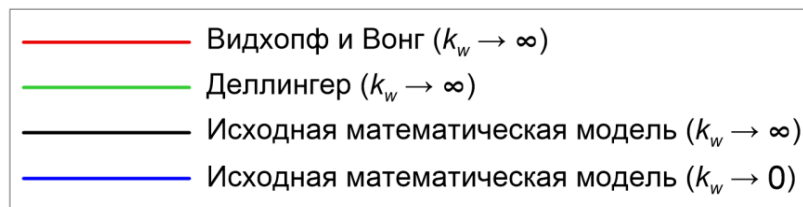


Рис. 4. Распределение в сжатом и пограничном слое массовой концентрации молекул азота N_2 и кислорода O_2 по нормали в точке торможения сферы.

На рисунке: координаты по X_{norm} от $-0,07$ до 0 – пограничный и сжатый слой, 0 – поверхность.

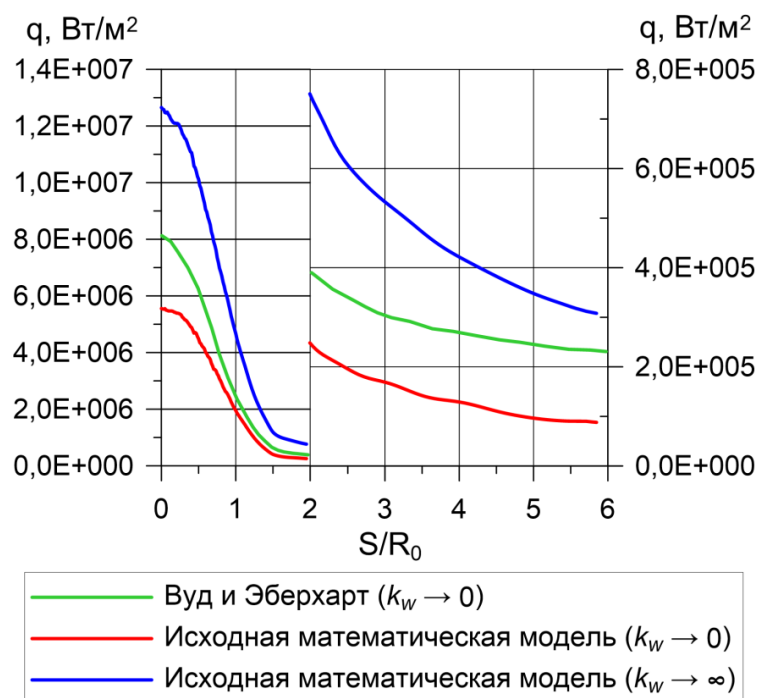


Рис. 5. Сравнение результатов расчёта распределения теплового потока по поверхности затупленного конуса.

Из рисунка 5 видно, что значения плотностей тепловых потоков на поверхности конуса, полученные с использованием предложенной математической

модели, неудовлетворительно (на 32-50%) согласуются с данными работы Вуда и Эберхарта (1995). Кроме того, выявлены существенные отличия в распределении по нормали к поверхности сферы в точке торможения атомарного азота N и оксида азота NO по сравнению с данными работ Видхопфа, Вонга (1988) и Деллингера (1969). В результате проведенного анализа установлено, что замеченные отклонения обусловлены нестрогим вычислением теплофизических свойств компонентов газовой смеси при высоких температурах, а также недостаточно полным моделированием процессов химической кинетики в предложенной математической модели. По этой причине, было решено модифицировать исходную математическую модель данной работы. Цель модификации состояла в следующем:

- во-первых, уточнить термодинамические свойства всех компонентов газовой смеси по данным более современных опубликованных работ;

- во-вторых, дополнить механизм химической кинетики шестью обратимыми реакциями ионизации, поскольку в исходной математической модели в качестве процессов химической кинетики учитывались только реакции диссоциации и рекомбинации.

- в-третьих, для учёта турбулентного режима обтекания ГЛА дополнить исходную математическую модель гибридной моделью турбулентности Transition SST.

В главе 5 представлена модифицированная математическая модель. В рамках этой модели воздух рассматривался в виде смеси не из 5 указанных ранее компонентов, а из одиннадцати компонентов (см. таблицу 3) с учётом процесса ионизации (N₂, O₂, NO, N, O, NO⁺, N₂⁺, O₂⁺, N⁺, O⁺, e).

Таблица 3

Параметры химических реакций в модифицированной модели

№ реакции		$A_{f,r}$, м ³ /(Кмоль·сек)	$\beta_{f,r}$	$E_{f,r}$, Дж/Кмоль
1	$O_2+M \leftrightarrow 2O+M$	2,0e+18	-1,5	4,9471e+08
2	$N_2+M \leftrightarrow 2N+M$	7,0e+18	-1,6	9,4120e+08
3	$NO+M \leftrightarrow N+O+M$	5,0e+12	0,0	6,2774e+08
4	$N_2+O \leftrightarrow NO+N$	6,4e+14	-1,0	3,1928e+08
5	$NO+O \leftrightarrow O_2+N$	8,4e+09	0,0	1,6172e+08
6	$N_2+e \leftrightarrow 2N+e$	3,0e+21	-1,6	9,4120e+08
7	$N+e \leftrightarrow N^++2e$	2,5e+31	-3,82	1,4018e+09
8	$O+e \leftrightarrow O^++2e$	3,9e+30	-3,78	1,3178e+09
9	$N+O \leftrightarrow NO^++e$	5,3e+09	0,0	2,6523e+08
10	$2N \leftrightarrow N_2^++e$	2,0e+10	0,0	5,6123e+08
11	$2O \leftrightarrow O_2^++e$	1,1e+10	0,0	6,7015e+08

Проведено обоснованное уточнение теплофизических свойств выше указанных компонентов смеси. В частности, уточнены зависимости удельной теплоёмкости и теплопроводности каждого компонента газовой смеси от статической температуры, а также молярные массы всех компонентов смеси газов, значения энтропии и энтальпии при нормальных условиях ($P = 101325\text{Па}$, $T = 298,15\text{К}$). Вязкость каждого компонента смеси задавалась не по закону Сатерленда, который справедлив при температурах менее 555К и давлениях менее $3,45\text{МПа}$, а в соответствии с корреляцией Блоттнера, так как в ударной волне, сжатом и пограничном слоях температура значительно выше.

Кроме того, исходная математическая модель была дополнена гибридной моделью турбулентности Transition SST, позволяющей проводить расчет течений с ламинарно-турбулентным переходом. Данная модель относится к классу моделей вихревой вязкости и состоит из 4 уравнений – для турбулентной кинетической энергии k , частоты турбулентных пульсаций ω , параметра перемежаемости γ и критического числа Рейнольдса $R\tilde{e}_{\theta t}$ по толщине потери импульса. При этом дополнительные потоки тепло- и массообмена при наличии турбулентности в уравнениях энергии и диффузии учитывались с помощью соответствующих вихревых коэффициентов переноса, вычисляемых посредством турбулентных чисел Прандтля (Шмидта).

При проведении расчётов с использованием модифицированной математической модели, значения турбулентных критериев Прандтля и Шмидта задавались равными: $Pr_t = 0,85$, $Sc_t = 0,7$.

В главе 6 работы приведена верификация модифицированной математической модели путём решения нескольких тестовых задач обтекания гиперзвуковым потоком затупленных тел (элементов конструкции ГЛА), а также моделей ГЛА самолётных схем. Результаты расчётов сравнивались с результатами расчетов и экспериментальными данными других авторов.

В частности, проведено сравнение параметров процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности модели возвращаемого на Землю марсианского зонда Mars-Pathfinder (рисунок 6), на завершающей стадии полёта.

При этом параметры набегающего потока составляли: $M_\infty = 7,93$, $P_\infty = 1824\text{Па}$, $T_\infty = 1113\text{К}$, $C(\text{O}_2) = 0,233$, $C(\text{N}_2) = 0,767$. Каталитическая активность непроницаемой поверхности аппарата принималась равной $k_w \rightarrow 0$. Температура поверхности модели зонда $T_w = 300\text{К}$.

Результаты, полученные с использованием модифицированной математической модели, сравнивались с экспериментальными и расчетными данными, работ Холлиса и Перкинса (1996), а также с расчетными данными, работы Скалабрина (2007).

Геометрические параметры тела:

- $R = 0,0254$ м
- $R_n = 0,0127$ м
- $R_c = 0,0013$ м
- $R_f = 0,0152$ м
- $R_s = 0,0103$ м
- $L_s = 0,1168$ м
- $\alpha_n = 70^\circ$
- $\alpha_r = 40^\circ$

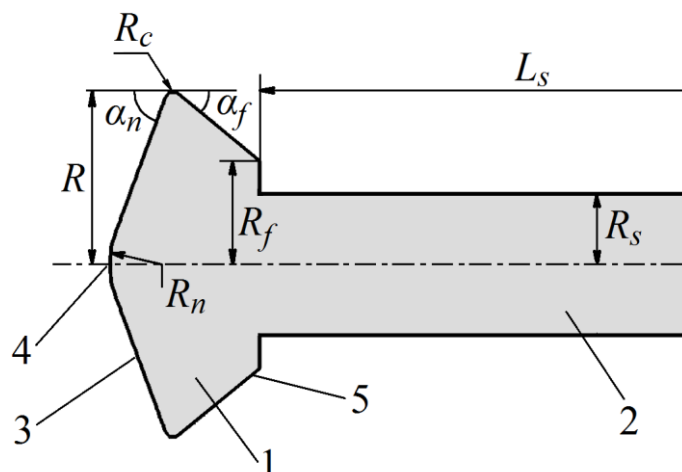


Рис. 6. Форма и геометрические размеры модели марсианского зонда.

На рисунке: 1 – модель марсианского зонда, 2 – державка для монтажа модели в аэродинамической трубе, 3 – лобовой экран, 4 – передняя критическая точка, 5 – тыльная поверхность.

Сравнение распределения плотности теплового потока по лобовому экрану модели зонда представлено на рисунке 7. Видно, что результаты, полученные с использованием модифицированной математической модели, лучше согласуются с экспериментальными данными, чем результаты расчётов других авторов.

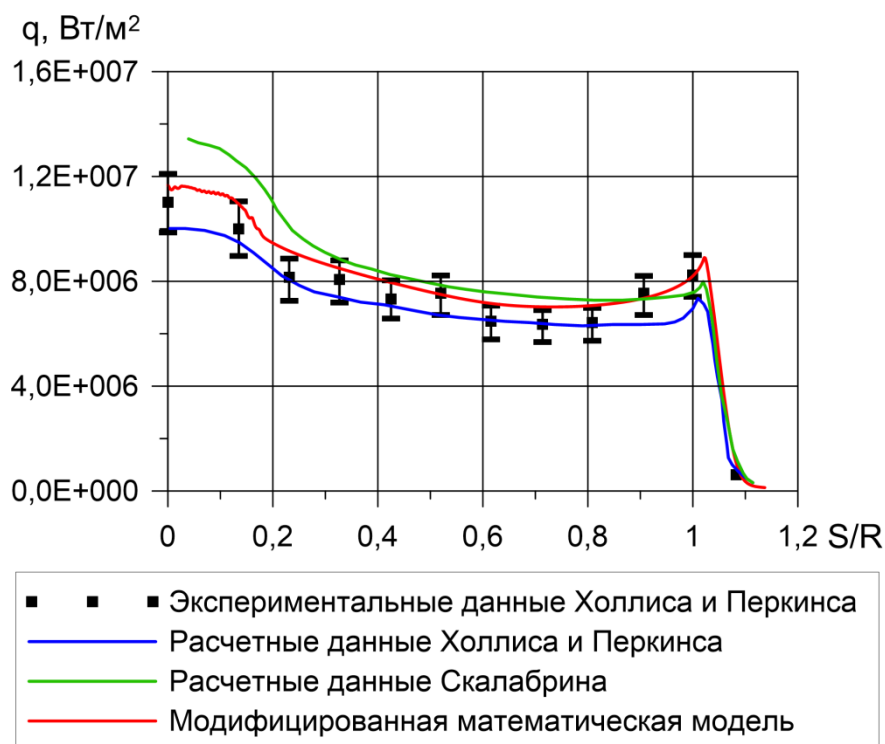


Рис. 7. Распределение плотности теплового потока по лобовому экрану модели марсианского зонда.

Видно, что математическая модель Скалабрина даёт несколько завышенные значения плотности теплового потока в окрестности передней критической точки (ПКТ) по сравнению с экспериментальными данными. В то же время математическая модель, представленная в работе Холлиса и Перкинса, наоборот

несколько занижает значение теплового потока в окрестности передней критической точки, хотя и не выходит за пределы разброса экспериментальных данных.

Кроме того, была проведена верификация модифицированной математической модели путём сравнения расчётных данных процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности модели спускаемого аппарата сегментально-конической формы диаметром $D = 0,15\text{м}$. Полученные результаты сравнивались с экспериментальными и расчётными данными ЦАГИ, опубликованными в работах Борового, Скуратова, Суржикова (2004) и Борового, Егорова, Скуратова (2011).

Таблица 3

Параметры набегающего потока

Номер расчёта	Рабочее тело	M_∞	p_∞ , Па	T_∞ , К	T_0 , К	ρ_∞^* , кг/м ³	V_∞^* , м/с
1	азот	19,8	13,2	25,2	2000	0,00173	2027
2	азот	19,1	4,02	31,1	2300	0,00045	2135
3	воздух	6,0	1580	81,7	600	0,06750	1086

* - данные для справки.

Проводилось сравнение координат расположения и формы отошедшей ударной волны, а также распределения плотности теплового потока на лобовой поверхности модели аппарата при обтекании её потоком, с параметрами, указанными в таблице 3.

Необходимо отметить, что по причине достаточно низких температур набегающего потока вдали от обтекаемого им тела (до отошедшей ударной волны), полученные в экспериментах температуры торможения значительно ниже температур, необходимых для начала химических реакций диссоциации молекул кислорода и азота. То есть поток, полученный в ходе экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ, нельзя в полной мере считать гиперзвуковым. Это обусловлено тем, что при обтекании тела потоком воздуха минимальная температура, необходимая для начала диссоциации молекул кислорода составляет 2500К. Диссоциация молекул азота начинается при температуре $T \geq 5000\text{К}$.

В связи с этим, при расчёте газодинамики течения в сжатом и ударном слоях по модифицированной математической модели химическая кинетика не учитывалась. Поверхность модели считалась химически нейтральной к компонентам набегающего потока, т.е. принималась непроницаемой. Для всех расчётов температура поверхности модели принималась равной $T_w = 300\text{К}$.

Сравнение результатов представлено на рисунке 8. Геометрия отошедшей ударной волны, полученная путём решения модифицированной математической модели, приведена в сравнении с аналогичным параметром, реализованным в эксперименте ЦАГИ на теневых фотографиях обтекания модели в аэродинамических трубах. Видно, что результаты, полученные по

модифицированной математической модели, хорошо согласуются с экспериментальными данными как по форме, так и по координатному расположению ударной волны.

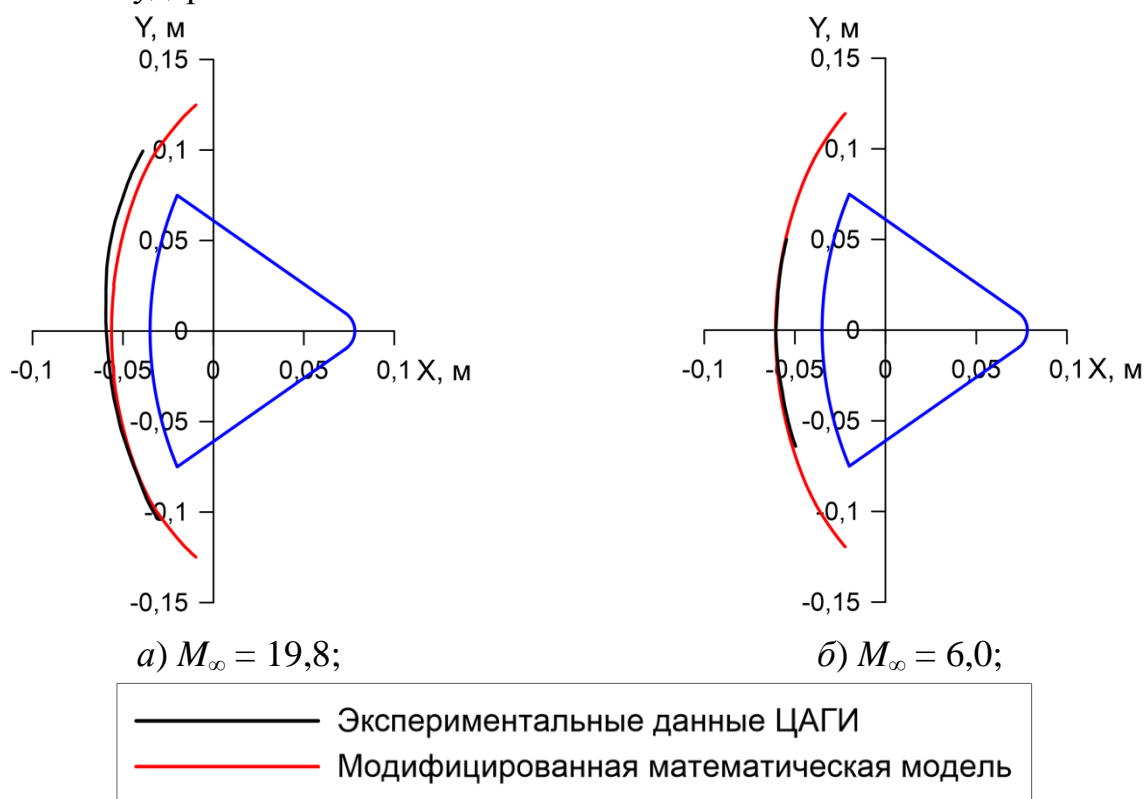


Рис. 8. Положение отошедшей ударной волны.

Также было проведено сравнение распределения тепловых потоков на лобовой и тыльной поверхностях модели. Результаты сравнения представлены на рисунке 9. При этом экспериментальные и расчётные данные заимствованы из работы ЦАГИ и публикации Борового, Скуратова, Суржикова (2004).

Из приведенных данных следует, что при $M_\infty = 19,1$ на лобовой поверхности модели распределение теплового потока, полученное с использованием модифицированной математической модели, достоверно соответствует экспериментальным результатам ЦАГИ, которым не соответствуют расчётные данные Борового, Скуратова, Суржикова (2004). На тыльной поверхности модели (особенно в окрестности вершины затупленного конуса) данные расчёта с использованием модифицированной математической модели несколько завышены по сравнению с данными эксперимента в аэродинамических трубах ЦАГИ и с результатами расчётов Борового, Скуратова, Суржикова (2004).

Причина указанных расхождений плотности теплового потока по поверхности обратного конуса между расчётными данными нашей работы и экспериментальными данными ЦАГИ, вероятно, обусловлена сложностью газодинамики течения в отрывной зоне. В этой зоне реализуются трансзвуковые числа Маха. В силу этого течение в ней, очевидно, нестационарное с возможными колебаниями параметров потока. Для описания такого течения математическая

модель должна включать нестационарные уравнения Навье-Стокса. Кроме того, полученные расхождения могут быть обусловлены не корректностью модели турбулентности в зоне нестационарного отрывного течения за моделью.

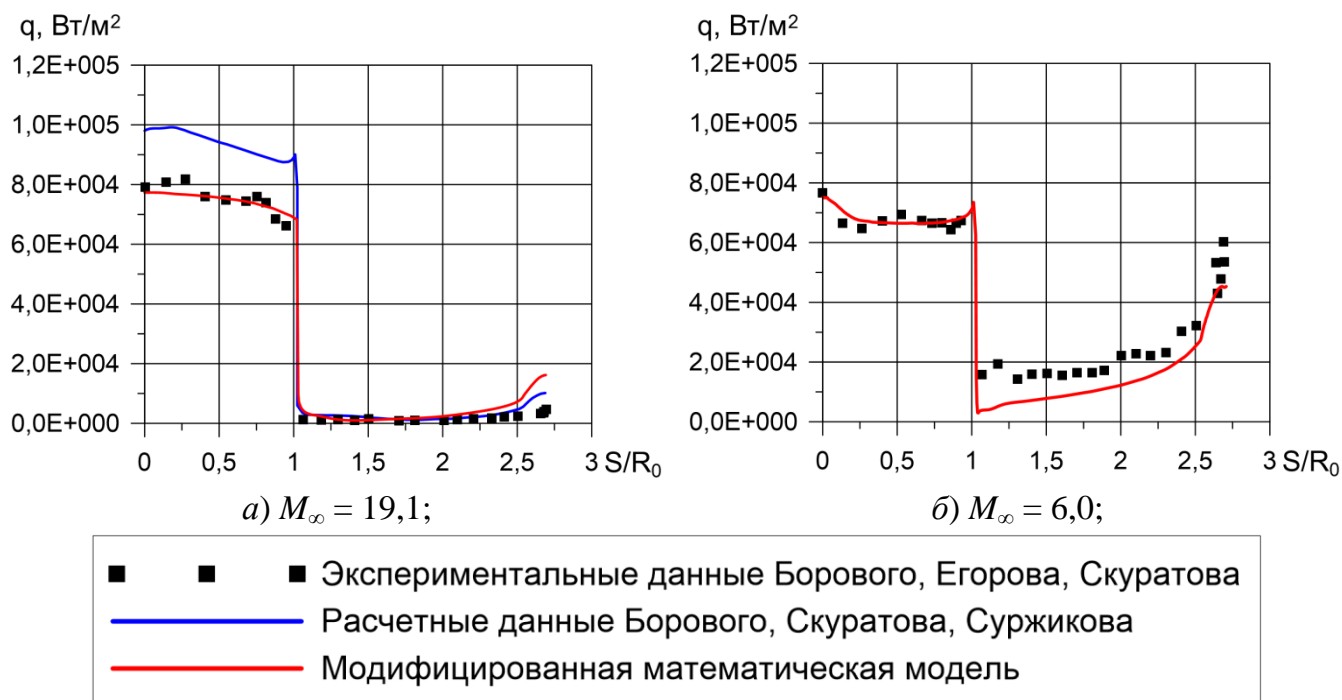


Рис. 9. Распределение плотности теплового потока по поверхности модели спускаемого аппарата.

Ось абсцисс - безразмерная координата S/R_0 . S - расстояние от передней критической точки по образующей модели, $R_0 = 0,075\text{м}$ - радиус притупления. Координата $S/R_0 = 0$ - передняя критическая точка, $S/R_0 = 1,026$ - острая боковая кромка модели, $S/R_0 = 2,69$ - вершина затупленного конуса.

Из приведенных на рисунке 9 данных также следует, что при $M_\infty = 6,0$ распределение плотности теплового потока, полученное по модифицированной математической модели, удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными ЦАГИ как на лобовой, так и на тыльной поверхности модели.

В диссертации верификация модифицированной математической модели проведена и на моделях других форм. Например, решена тестовая задача процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности цилиндра, притупленного сферой. Радиус притупления $R_0 = 0,0066\text{м}$. Результаты, полученные для ПКТ, сравнивались с экспериментальными данными Росе и Старка (1958) и с расчётными данными работ Суржикова (2011), Парка (1990), Джосулы и Шанга (1993).

Одной из задач проведенного в диссертации исследования выражалась в определении зависимости плотности теплового потока в ПКТ изделия от скорости полёта. Постановка задачи в расчётах данной работы соответствовала постановке экспериментальных исследований Росе и Старка (1958). В частности, в одном из вариантов расчёта решалась задача теплообмена в ПКТ при условиях,

соответствующих полёту с гиперзвуковой скоростью на высотах $H_1 = 22000\text{м}$ и $H_2 = 37000\text{м}$ при нулевом угле атаки набегающего потока. Принималось, что поверхность модели имеет нулевую каталитическую активность ($k_w \rightarrow 0$).

На рисунке 10 представлены зависимости значений плотностей тепловых потоков в ПКТ от числа Маха при полете на высотах $H_1 = 22000\text{м}$ и $H_2 = 37000\text{м}$, полученных с использованием модифицированной математической модели, в сравнении с результатами экспериментов и расчётными данными других авторов.

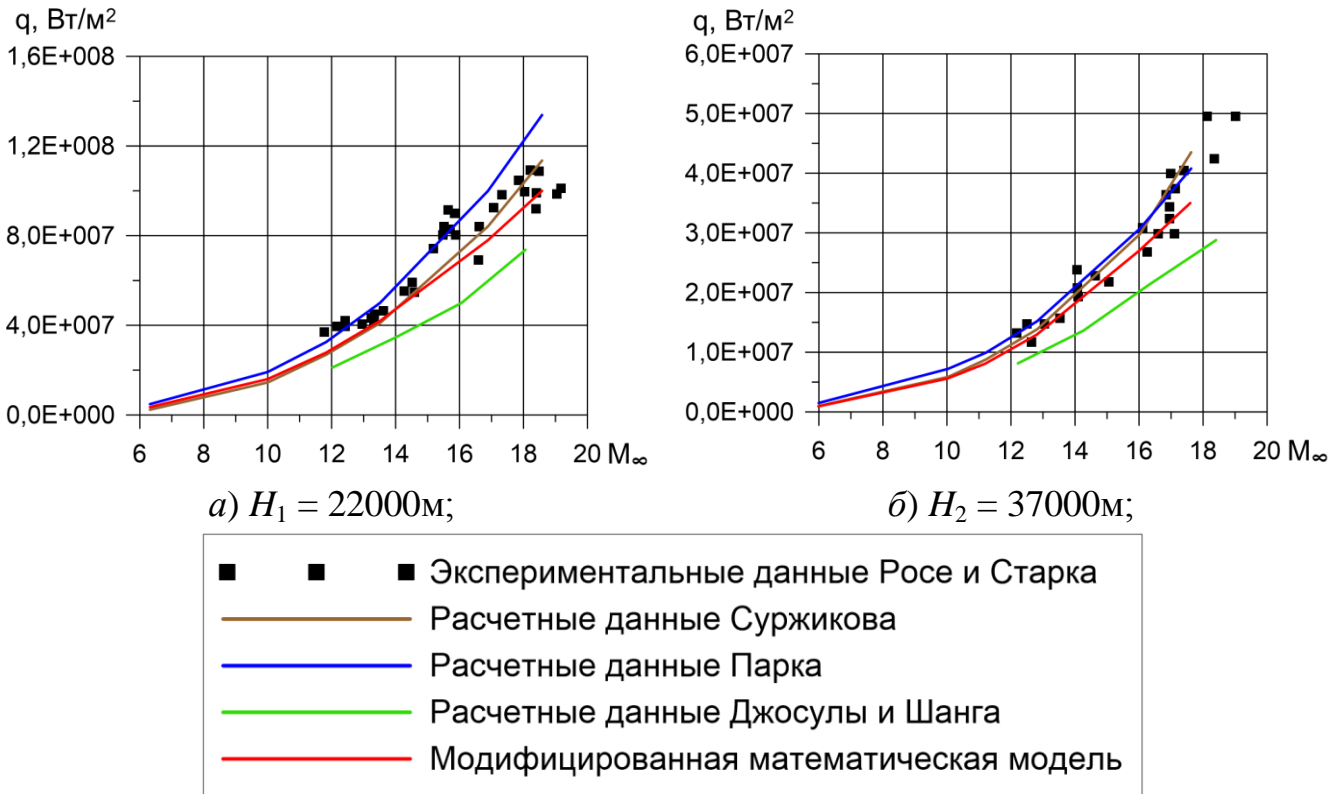


Рис. 10. Изменение плотности тепловых потоков в ПКТ модели от числа М.

Из данных, представленных на рисунке 10, следует, что результаты, полученные с использованием модифицированной математической модели, удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными Росе и Старка (1958) и расчётными данными Суржикова (2011) и Парка (1990).

Для того чтобы проанализировать влияние радиуса притупления модели на изменение плотности теплового потока в критической точке проведена вторая серия расчётов. Для полноты анализа рассматривалось обтекание гиперзвуковым потоком при нулевом угле атаки трёх моделей с радиусами притупления $R_1 = 0,0127\text{м}$, $R_2 = 0,0254\text{м}$ и $R_3 = 0,0504\text{м}$. В расчётах данной работы с использованием модифицированной математической модели параметры набегающего потока соответствовали параметрам, используемым при расчётах в работе Суржикова (2011): $M_\infty = 9,8$; $P_\infty = 1824\text{Па}$; $T_\infty = 1113\text{К}$.

С целью исследования влияния каталитических свойств поверхности на теплообмен проведены расчёты теплообмена в ПКТ сферы для двух предельных

случаев: абсолютной каталитической активности поверхности ($k_w \rightarrow \infty$) и нулевой каталитической активности поверхности ($k_w \rightarrow 0$). Параметры набегающего гиперзвукового потока принимались такими же, как и при решении предыдущих тестовых задач.

Сравнение результатов расчёта в сопоставлении с данными других авторов представлено рисунке 11.

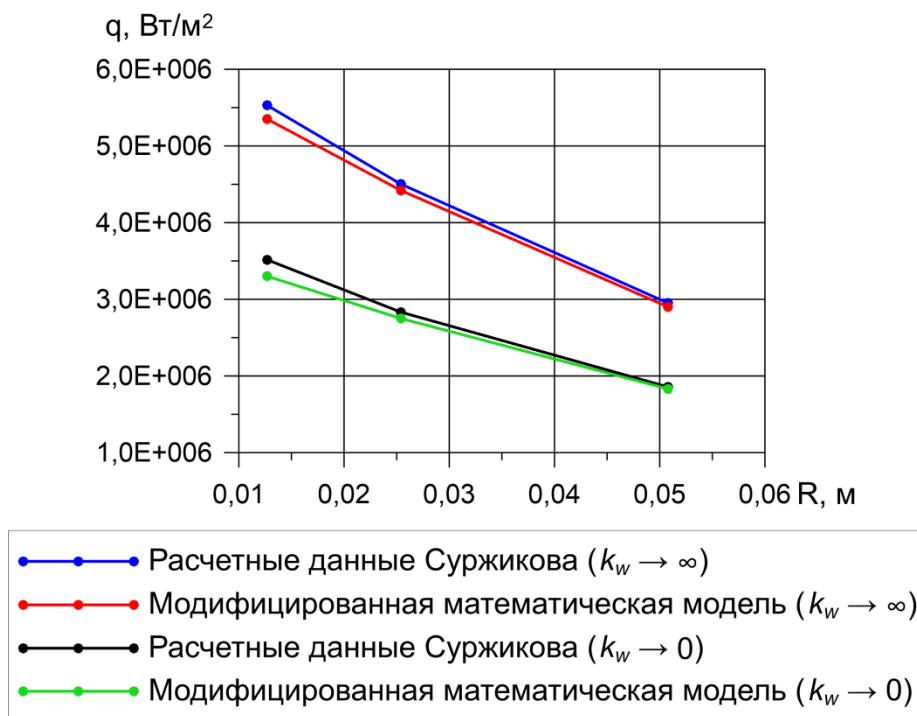


Рис. 11. Зависимость плотности теплового потока в ПКТ притупленного сферой цилиндра от величины радиуса затупления.

(На графике по оси абсцисс отложена величина радиуса притупления цилиндра.)

Видно, что результаты, полученные с использованием модифицированной математической модели, удовлетворительно совпадают с расчётными данными Суржикова. Как и ожидалось, тепловой поток в ПКТ притупленного сферой цилиндра уменьшается, примерно, обратно пропорционален квадратному корню из радиуса притупления.

Из приведенных на рисунке 11 данных также следует, что значительное влияние на величину плотности теплового потока в ПКТ притупленного сферой цилиндра оказывают каталитические свойства поверхности. Так, при абсолютной каталитической активности поверхности модели ($k_w \rightarrow \infty$) плотность теплового потока в ПКТ на 60-100% больше, чем тепловой поток на поверхности с нулевой каталитической активностью ($k_w \rightarrow 0$).

Модифицированная математическая модель данной работы использовалась также для проведения исследований процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхностях теплонапряжённых элементах конструкции малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата, компоновка которого была

разработана в ЦАГИ. К таким элементам отнесены: носок фюзеляжа, передние кромки крыльев, концевого киля и др.

Для разработанной в ЦАГИ компоновки проведена серия расчётов теплообмена в пяти точках траектории для случаев максимального аэродинамического нагрева. Параметры набегающего потока для этих точек траектории представлены в таблице 4.

Таблица 4

Параметры набегающего потока

Номер точки траектории	Высота, м	M_∞	p_∞ , Па	T_∞ , К
1	83150	27,80	0,6160	192,5
2	80425	26,75	0,9804	197,8
3	77774	25,33	1,523	203,0
4	73330	22,34	3,114	211,7
5	62675	16,51	15,19	239,7

Результаты расчётов, полученные с использованием модифицированной математической модели, сравнивались с расчётными данными работы Ваганова и др. (ЦАГИ, 2007), в которой представлены результаты исследований процессов тепло-массообмена на поверхности возвращаемого аппарата для различных траекторий входа в атмосферу Земли. Цель указанной работы сводилась к поиску оптимальной траектории, на которой реализуется максимальная боковая дальность полёта при заданном ограничении максимальной температуры на поверхности ЛА.

В рамках данной диссертационной работы, были рассмотрены два предельных случая тепло-массообмена на поверхности аппарата с абсолютной каталитической активностью ($k_w \rightarrow \infty$) и с нулевой каталитической активностью ($k_w \rightarrow 0$). В обоих случаях поверхности элементов конструкции ЛА принимались химически нейтральными к компонентам набегающего потока, т.е. поверхности считались непроницаемыми. Принималось также, что интегральная излучательная способность поверхности аппарата равнялась $\varepsilon = 0,8$.

Задача обтекания носка фюзеляжа решалась в трехмерной постановке. Задача обтекания передней кромки крыла решалась в двухмерной постановке.

На рисунке 12 представлены графики изменения температуры поверхности носка фюзеляжа и передней кромки крыла аппарата на траектории при гиперзвуковом полете в атмосфере для случая абсолютной ($k_w \rightarrow \infty$) и нулевой ($k_w \rightarrow 0$) каталитической активности поверхности. На рисунке проведено сопоставление результатов расчёта по модифицированной математической модели данной работы с результатами Ваганова и др.

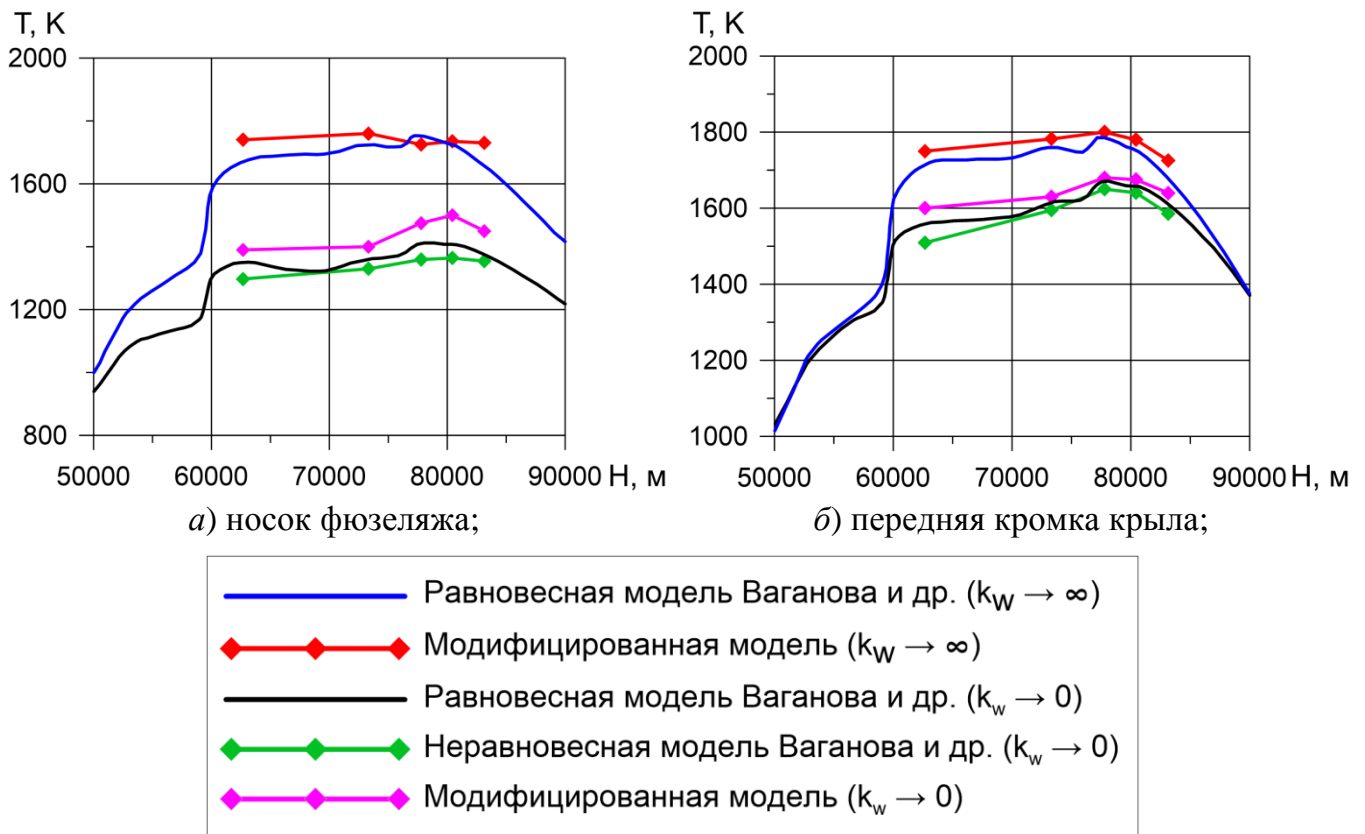


Рис. 12. Сопоставление расчётных данных изменения температуры теплонапряженных элементов поверхности спускаемого ГЛА по траектории спуска с высоты 90 до 50 км.

Из представленных на рисунке 12 данных видно сильное влияние каталитической активности поверхности на уровень её температуры. Особенно сильно это влияние проявляется на высотах спуска аппарата от 90 км до 60 км. Это объясняется тем, что на указанных высотах на поверхности аппарата реализуется в основном «замороженный» пограничный слой и частично неравновесный.

Кроме того из представленных на рисунке 12 данных следует, что результаты, полученные по модифицированной математической модели настоящей работы, удовлетворительно согласуются с результатами расчётов по равновесной модели Ваганова и др. (максимальное отклонение не превышает 7%). В то же время, на отдельных участках траектории наблюдается некоторое превышение температуры поверхности, рассчитанной с использованием модифицированной математической модели, как для носовой части фюзеляжа, так и для передней кромки крыла.

Заметное на рисунке 12 расхождение данных настоящей работы и данных расчётов с использованием неравновесной модели Ваганова и др., очевидно, обусловлено различием в количестве рассматриваемых неравновесных химических реакций. Этим объясняется тот факт, что учёт в различных математических моделях химической неравновесности приводит к неоднозначному результату по уровню температуры поверхности. Так, например, в работе Суржикова (2011) показано, что учёт химической неравновесности приводит к снижению температуры на

поверхности ГЛА при полёте на высоте 22000м в диапазоне чисел Маха $6,3 \div 18,5$ по сравнению с расчётом по равновесной модели. Однако в этой же работе показано, что при полёте на высоте 37000м со скоростью, соответствующей числу Маха $M_\infty = 17,6$, учёт химической неравновесности реакций наоборот приводит к завышению температуры поверхности ГЛА. Аналогичные результаты получены и в других работах.

На рисунке 13 представлено сравнение распределения концентраций атомарного кислорода на поверхности носка фюзеляжа и передней кромки крыла. Данные, полученные для случая нулевой каталитической активности поверхности ГЛА с использованием модифицированной математической модели, приведены в сравнении с расчетами по неравновесной модели Ваганова и др.

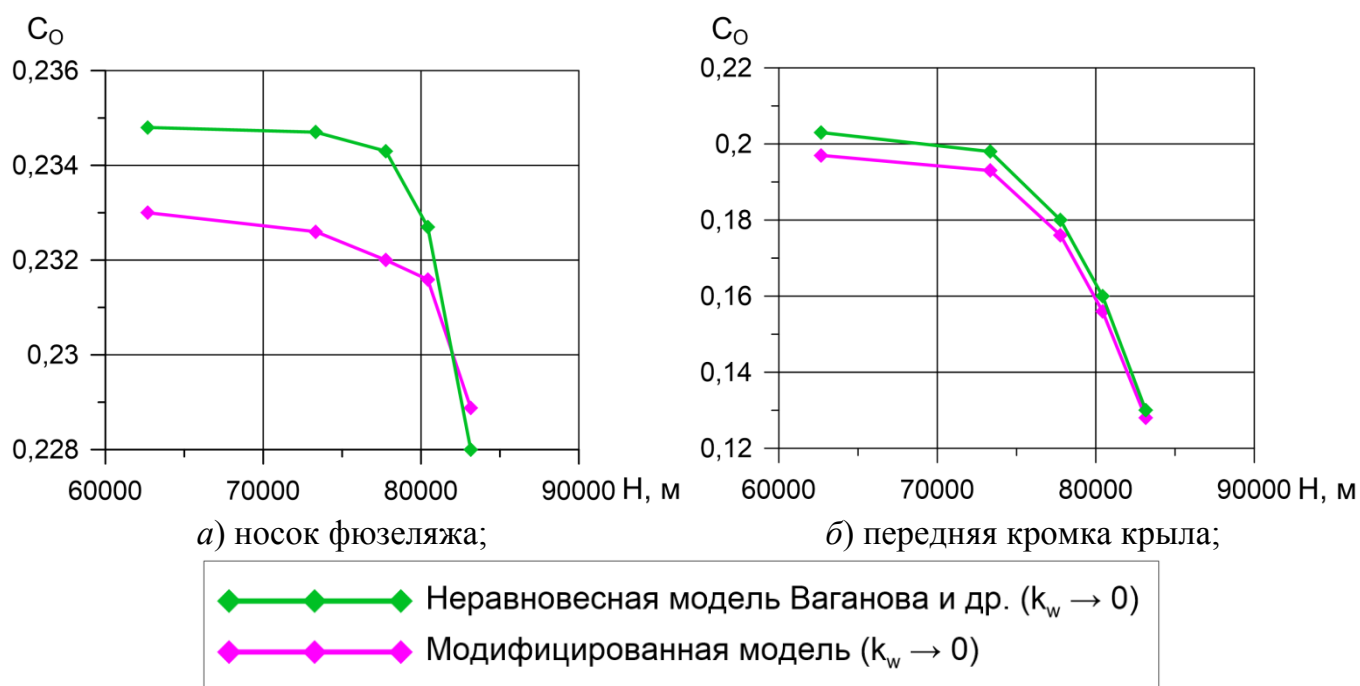


Рис. 13. Сравнение расчётных данных концентраций атомарного кислорода на поверхности элементов конструкции спускаемого ГЛА.

Видно, что расчёты по модифицированной модели данной работы, в общем, удовлетворительно согласуются с результатами работы Ваганова и др. Однако наблюдаются несколько заниженные значения концентрации атомарного кислорода на носке фюзеляжа и передней кромке крыла. Очевидно, причиной этих расхождений является различие в скоростях химических реакций, которые определяются значениями констант в выражении Аррениуса. Кроме того, на установленное различие концентраций влияет уровень температуры поверхности, которая в расчётах по модифицированной модели заметно отличается от значений в работе ЦАГИ.

В связи с этим, поскольку реакции диссоциации являются эндотермическими, то заниженные значения концентрации атомарного кислорода указывают на то, что реакции диссоциации молекул кислорода в пограничном слое протекают менее

интенсивно, чем в расчётах ЦАГИ и, следовательно, на их реализацию требуется меньше затрат тепловой энергии.

Однако в целом при сравнении результатов, полученных по модифицированной математической модели и по двум моделям ЦАГИ, видна их непротиворечивость, что указывает на возможность применения модифицированной математической модели для расчётов параметров тепло-массообмена на поверхности ГЛА.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

По итогам представленного в данной работе исследования и полученных результатов можно сделать следующие выводы:

– определены особенности полёта ГЛА самолётных схем в плотных слоях атмосферы Земли с глубоким анализом физико-химических процессов, протекающих в сжатом и пограничном слоях;

– разработана упрощённая математическая модель процессов термогазодинамики и тепло-массообмена при обтекании затупленного тела гиперзвуковым потоком. Установлено влияние на указанные процессы неравновесных химических реакций диссоциации и рекомбинации и изменения теплофизических свойств компонентов высокотемпературной газовой смеси в сжатом и пограничном слое;

– исследовано влияние структуры расчётной сетки на достоверность получаемых результатов. Определены оптимальные параметры расчётной сетки позволяющие получить достоверные результаты тепло-массообмена на поверхности ГЛА при минимальных затратах расчётных ресурсов;

– проведена верификация разработанной упрощённой математической модели, которая выявила ряд её недостатков. В этой связи предложенная модель подверглась модификации с целью повышения её достоверности;

– при модификации математической модели было проведено уточнение механизма химической кинетики и теплофизических свойств компонентов в сжатом и пограничном слое. В частности, математическая модель была дополнена шестью неравновесными обратимыми реакциями ионизации, в результате чего общее число уравнений химической кинетики, используемых в модели, составило 11;

– модификация математической модели выразилась также в ведении полуэмпирической модели турбулентности, основанной на осреднении по Рейнольдсу;

– анализ результатов, полученных с использованием модифицированной математической модели, показал, что модель требует дальнейшего совершенствования в плане определения параметров тепло-массообмена в аномальных зонах со сложным нестационарным характером течения.

– с использованием модифицированной математической модели проведена серия расчётов и анализ процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена на поверхности сферы, модели марсианского зонда, модели спускаемого аппарата сегментально-конической формы, затупленного по сфере цилиндра, а также перспективного малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата;

– путём сравнения рассчитанных с использованием модифицированной математической модели данных решения тестовых задач с опубликованными экспериментальными и расчётными данными ряда авторов, подтверждена возможность практического применения модифицированной математической модели на стадии проектирования ГЛА. Это позволит вследствие более высокой достоверности получаемых данных оптимизировать его массовые, геометрические (аэродинамический облик), траекторные и прочие характеристики, которые, как известно, определяют конструкцию тепловой защиты планера.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Публикации в рецензируемых научных изданиях, входящих в перечень ВАК.

1. Пашков О.А. Расчет тепло-массообмена вблизи поверхности сферы, обтекаемой гиперзвуковым потоком. // Тепловые процессы в технике 2016. Т. 8. №12. С.537-541.
2. Пашков О.А., Никитин П.В., Быков Л.В. Математическая модель тепло-массообмена на поверхностях теплонапряженных элементов гиперзвукового летательного аппарата. // Тепловые процессы в технике 2016. Т. 8. №11. С.482-487.
3. Быков Л.В., Никитин П.В., Пашков О.А. Моделирование обтекания сферического тела гиперзвуковым потоком. Тепловые процессы в технике 2015. Т. 7. №2. с.50-56.
4. Быков Л.В., Никитин П.В., Пашков О.А. Анализ результатов верификации математической модели термо-газодинамики и тепло-массообмена при обтекании сферы воздушным гиперзвуковым потоком // Современные проблемы науки и образования – 2014. – № 6; URL: www.science-education.ru/120-16138.
5. Быков Л.В., Никитин П.В., Пашков О.А. Математическое моделирование процессов обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком // Труды МАИ. 2014. № 78; URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=53445>.
6. Быков Л.В., Пашков О.А., Яковлев А.А. Решение задачи обтекания летательного аппарата с несущим фюзеляжем. Вестник Поволжья, 2014. № 6. С.108-110.
7. Быков Л.В., Пашков О.А. Постановка задачи обтекания летательного аппарата с несущим фюзеляжем // Научно-технический вестник Поволжья 2014. № 5. С.134-136.
8. Быков Л.В., Пашков О.А. Математическая модель процессов термо-газодинамики и тепло-массообмена при обтекании сферы воздушным гиперзвуковым потоком // Современные проблемы науки и образования. – 2014. – № 5; URL: www.science-education.ru/119-14692.

Публикации в других научных изданиях.

9. Быков Л.В., Пашков О.А. Численное моделирование процессов тепло-массообмена на поверхности спускаемого аппарата // CADFEM REVIEW 02/2015. С.36-42.