

Журин Сергей Викторович

**Методика численного моделирования конвективного
теплообмена на телах сложной формы с использованием метода
эффективной длины**

Специальность: 05.13.18 -

математическое моделирование, численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание учёной степени
кандидата физико-математических наук

Москва 2009

Работа выполнена в открытом акционерном обществе “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва”.

Научный руководитель: кандидат физико-математических наук,
доцент А.В. Белошицкий.

Официальные оппоненты:

член.-корреспондент РАН, д.ф.-м.н., профессор
Егоров Иван Владимирович
к.ф.м.н. Аксёнов Андрей Александрович

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие “Центральный Научно-Исследовательский Институт Машиностроения” (г. Королёв, Московской области).

Защита состоится 10 марта 2010 г. в 15 часов на заседании диссертационного совета Д 212.156.08 при Московском Физико-Техническом институте по адресу: 141700, Московская область, г. Долгопрудный, МФТИ, Институтский пер., 9, Главный корпус, аудитория

С диссертацией можно ознакомиться в читальном зале библиотеки МФТИ

Атореферат разослан “__” _____ 2010 г.

Учёный секретарь диссертационного совета
кандидат физико-математических наук, доцент

Коновалов В.П.

I. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Определение внешних тепловых нагрузок, действующих на поверхность космических возвращаемых аппаратов, является важным этапом решения задачи создания их тепловой защиты и определения температурных режимов конструкции.

В настоящее время существует несколько подходов к оценке конвективного теплообмена сверхзвуковых летательных аппаратов. Одни обладают достаточно хорошей точностью, но требуют большого времени для вычислений. Другие основаны на упрощённых инженерных методиках, требуют малых затрат расчётного времени, но специфика существующих алгоритмов быстрого счёта позволяет оценивать тепловые потоки только на телах достаточно простой формы. Цель данной диссертационной работы - разработать удобный метод оценки конвективных тепловых потоков инженерными методами для тел произвольной формы.

Наиболее простой подход оценки тепловых потоков предполагает определение характеристик пограничного слоя методами *локального подобия*, т.е. для пограничного слоя на поверхности сложной формы создаётся аналогия с телом наиболее простой формы, например пластины или конуса. При этом для каждого участка сложной поверхности подбираются геометрические параметры простых тел, закономерности развития пограничного слоя на которых известны. Для определения тепловых потоков таким способом необходимо знать распределение газодинамических параметров на внешней границе пограничного слоя по поверхности обтекаемого тела, т.е. решить задачу невязкого внешнего обтекания.

Необходимо отметить, что такой подход правомерен только там, где толщина пограничного слоя достаточно мала, т.е., как правило, на наветренной стороне летательного аппарата. В отрывных зонах такой метод может давать качественно неверный результат, т.к. отрыв потока имеет вязкую природу.

В проектных работах для оперативных инженерных оценок теплообмена наиболее предпочтителен подход использования методов локального подобия. В данной работе для оценок теплового потока применяется *метод эффективной длины*, разработанный академиком В.С. Авдуевским. В этом методе в качестве геометрического параметра используется длина плоской пластины, пограничный слой на которой имеет те же характеристики, что и в интересующем месте на поверхности исследуемого тела.

За последнее десятилетие появились на рынке и успешно развиваются программные комплексы с адаптивной прямоугольной расчётной сеткой Adaptive Mesh Refinement. Типичными представителями этого класса программ являются AeroShape3D (производитель фирма Nika) и FlowVision (производитель фирма ТЕСИС). Основным их преимуществом является быстрое автоматическое построение и адаптация расчётной сетки. Геометрия исследуемого тела может быть практически любой. При этом у пользователя, как правило, нет возможности тонкой настройки сетки в местах предполагаемых особенностей течения – скачков уплотнения, волн разрежения, пограничных слоёв. Это обстоятельство неизбежно сказывается на точности получаемых результатов. Упомянутые выше программы наиболее эффективны при поисковых проектных работах, когда нужно оперативно получить результат для большого числа вариантов с достаточной для этого варианта точностью.

В данной работе для расчётов полей течения, в основном, используется программа AeroShape3D. Алгоритм программы основан на численном интегрировании полных уравнений Навье-Стокса, но возможности вычислительных средств в КБ не позволяют в нужной степени разрешать пограничные слои, так как для этого необходимо огромное количество расчётных ячеек. При недостатке расчётных ячеек для разрешения пограничного слоя, получаемое решение близко к невязкому полю обтекания. Таким

образом, AeroShape3D можно с успехом применять для получения распределения газодинамических параметров на поверхности обтекаемого тела и считать их параметрами на внешней границе пограничного слоя.

Объектом исследования является процесс конвективного теплообмена на поверхности гиперзвуковых летательных аппаратов.

Предметом исследования является математическая модель пограничного слоя -метод эффективной длины. При этом используются модели ламинарного и турбулентного пограничного слоя. Вопросы ламинарно-турбулентного перехода в работе не рассматриваются.

Основной **целью исследования** является разработка метода расчёта теплообмена методом эффективной длины без существенных ограничений на геометрию исследуемого тела.

Актуальность данной диссертационной работы состоит в важной практической потребности в удобном методе быстрых оценок тепловых потоков без существенных ограничений на геометрию исследуемых тел, что необходимо для определения тепловых нагрузок на элементы летательных аппаратов, планирования трубных экспериментов и осмысления их результатов. Невязкие газодинамические параметры при этом с целью снижения трудозатрат целесообразно получать из решения в программных комплексах с прямоугольной адаптивной сеткой.

Научная новизна исследования заключается в применении автором диссертационной работы поверхностной треугольной неструктурированной сетки для оценок тепловых потоков методом эффективной длины, что позволяет исследовать аэродинамический нагрев на телах практически любой геометрии. Разработанная технология позволяет не вводить общую криволинейную систему координат для описания геометрии обтекаемого тела и газодинамических параметров на его поверхности, а получать значения тепловых параметров в каждой ячейке отдельно в своей собственной, независимой системе координат.

Научная новизна подтверждается отличием развитой автором технологии оперативной оценки тепловых потоков с использованием треугольной неструктурированной сетки от прежних, где необходимо “вручную” подстраивать систему координат под особенности геометрии и особенности течения на поверхности, что требует гораздо больших трудозатрат и времени.

Областью применимости разработанного метода оценки тепловых потоков являются задачи обтекания тел при достаточно больших числах Рейнольдса ($Re \geq 10^4 \dots 10^5$), в рамках модели тонкого пограничного слоя в областях с малым градиентом давления вдоль линии тока и при отсутствии зон отрыва.

Разработанная методика расчёта тепловых потоков на треугольной неструктурированной сетке имеет практический интерес для организаций и специалистов, занимающихся определением теплового воздействия газового потока на конструкцию технических систем.

Практическая значимость исследований подтверждается использованием разработанной технологии метода расчёта тепловых потоков в РКК “Энергия” для формирования облика гиперзвуковых аппаратов и тепловых расчётов аэродинамического нагрева космических аппаратов и их элементов.

Предложена **концепция** формирования нижней поверхности крылатого летательного аппарата с пониженным нагревом кромок крыльев. Ранее в мировой практике ракетостроения подобное решение не применялось. Решение оформлено в виде изобретения и получен патент РФ.

Программы для ЭВМ, созданные автором диссертационной работы, применяются для тепловых расчётов аэродинамического нагрева космических аппаратов и их элементов. В диссертации представлены результаты тепловых расчётов ряда проектируемых и существующих изделий. В результате систематических аэродинамических и тепловых

расчётов по разработанной технологии сформирована наветренная поверхность гиперзвукового летательного аппарата с пониженным нагревом кромок несущих аэродинамических поверхностей, которая легла в основу перспективного крылатого космического аппарата Клипер.

Применение разработанной технологии теплового расчёта в программах с автоматически адаптируемой прямоугольной сеткой, позволяет автоматизировать процесс расчёта обтекания и оценки параметров пограничного слоя.

Кроме оценок тепловых потоков, разработанный в диссертации алгоритм можно доработать и применять для оценок коэффициентов поверхностного трения и толщины пограничного слоя.

Предложенная методика может быть дополнена методом среднemasсовых величин В.В. Лунёва, для учёта на толщине пограничного слоя неоднородности параметров во внешнем невязком потоке (ударном слое).

При работе над диссертацией автором использованы результаты расчётов газодинамических параметров на поверхности обтекаемого тела в программном комплексе AeroShare3D и расчёты других авторов. В разработанном методе исходные данные на поверхности исследуемых тел могут быть получены любым известным из литературы способом, без привязки к какой-то конкретной программе.

Апробация. Основные результаты диссертации представлены в докладах на конференциях:

- Труды 6-го международного симпозиума по аэрогазодинамике 3-7 ноября 2008 года. Версаль, Франция (1 доклад).
- Материалы XIV международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС-2005). 25-31 мая, Алушта, Крым (1 доклад).
- Научная конференция МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” (7 докладов).
- Конференции молодых специалистов РКК “Энергия” (1 доклад).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 15 работ, из них: 4 в отечественных рецензируемых журналах, 10 в материалах Российских и международных конференций, 1 патент РФ на изобретение.

Автор **выносит на защиту:**

1. Алгоритм и его программную реализацию для расчёта тепловых потоков на треугольной неструктурированной сетке для исследования теплообмена на телах произвольной геометрии.
2. Повышение точности расчёта в окрестности критической точки за счёт использования способа “подсеточного” интегрирования вдоль линии тока внутри треугольной ячейки.
3. Метод расчёта эффективного радиуса внутри треугольной ячейки для определения радиуса эквивалентного тела вращения и оценивания тепловых потоков по методу эффективной длины.
4. Способ профилирования наветренной поверхности гиперзвукового крылатого летательного аппарата позволяющий добиться существенного снижения тепловых потоков к кромкам крыльев.

Структура и объем диссертации. Диссертация изложена на 122 страницах, содержит 91 рисунок, 3 таблицы и состоит из введения, четырёх глав, заключения, одного приложения, списка литературы из 59 наименований, списка использованных сокращений.

II. КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Первая глава содержит исходную математическую модель для оценок тепловых потоков методом эффективной длины. Основные соотношения были получены академиком В.С. Авдуевским. В диссертации они обобщены и приведены в виде удобном для использования.

При ламинарном режиме течения в пограничном слое

$$q_{wl} = 0.332 \left(\frac{i}{i_*} \right)^{0.15} \sqrt{\frac{\mu \rho V}{x_{eff}}} (H_{el} - i_w) \text{Pr}^{-2/3} K_l ; \quad (1)$$

$$x_{eff} = \frac{\int_0^x \rho_* \mu_* V R^2 (H_{el} - i_w)^2 dx}{\rho_* \mu_* V R^2 (H_{el} - i_w)^2} . \quad (2)$$

При турбулентном режиме

$$q_{wt} = 0.0296 (\rho_* V)^{0.8} \left(\frac{\mu_*}{x_{eff}} \right)^{0.2} (H_{et} - i_w) \text{Pr}^{-0.6} ; \quad (3)$$

$$x_{eff} = \frac{\int_0^x \rho_* V \mu_*^{1/4} R^{5/4} (H_{et} - i_w)^{5/4} dx}{\rho_* V \mu_*^{1/4} R^{5/4} (H_{et} - i_w)^{5/4}} . \quad (4)$$

В качестве зависимости вязкости от температуры взята формула Сатерленда

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{273} \right)^{3/2} \frac{273 + C}{T + C} . \quad (5)$$

Для воздуха она справедлива до $T \leq 2500$ К с параметрами $\mu_0 = 1,72e-05$ Па·с и $C = 110,4$ К.

Во **второй** главе отрабатывается методика расчёта теплообмена на сфере по данным из таблиц Любимова, оценивается погрешность расчёта.

В таблицах Любимова содержатся течения невязкого газа около тупых тел (сфер, цилиндров, параболоидов, гиперболоидов). В расчётах таблиц применялись модель совершенного газа и конечно-разностный метод, основанный на принципе установления по времени.

В диссертации метод расчёта отрабатывается, оперируя размерными величинами. Поэтому некоторые графики приводятся также в размерном виде. Используется поле обтекания сферы при $M=6$, $\gamma=1.4$. Параметры из таблиц приводятся к размерному виду, считая, что параметры набегающего потока: $p = 300$ Па, $T = 250$ К, $M_{mol} = 0.029$ кг/моль. Для дальнейших расчётов считается, что $R_{сф} = 1$ м (радиус сферы), $T_w = 300$ К (температура стенки).

Для расчёта интегралов в формулах (2), (4) используются три различных метода: метод трапеций, оценка абсолютной погрешности на каждом шаге -

$$\left| \tilde{J}_n - J_n \right| \leq \frac{\max |f_n''(x)| h_n^3}{12} ; \quad (6)$$

метод Симпсона, оценка абсолютной погрешности на каждом шаге -

$$|\tilde{J}_n - J_n| \leq \frac{\max |f_n^{(4)}(x)| (2h_n)^5}{2880}; \quad (7)$$

использование сплайн интерполяции подынтегральной функции, оценка абсолютной погрешности на каждом шаге -

$$|\tilde{J}_n - J_n| \leq \frac{5}{384} \max |f_n^{(4)}(x)| h_n^5. \quad (8)$$

На рис. 1-2 представлены кривые x_{ef}/x для ламинарного и турбулентного пограничного слоя. Три различные кривые соответствуют x_{ef}/x , полученным по трём методам интегрирования, x – координата вдоль линии тока.

На оси ординат точкой показаны теоретические значения, которые получаются при $x \rightarrow 0$. В идеале, при измельчении шага, расчётные кривые должны точно подходить к этим значениям справа. С хорошей точностью мы это можем сказать о кривых полученных по методу Симпсона и с использованием сплайн интерполяции. Метод трапеций на первых шагах даёт большую погрешность.

Для точек метода трапеций показаны планки абсолютной погрешности, оцененные с использованием формулы (6). На графиках они не доходят до кривых Симпсона и сплайн интерполяции, которые в данном случае можно считать точными. Заниженную оценку погрешности интегрирования можно объяснить тем, что вместо максимальных значений вторых производных в выражении (6) брались те, которые получаются в виде разделённых разностей по трём соседним точкам. Как видно из рис. 1-2, такой способ оценки качественно правильно описывает погрешность, но может занижать её в несколько раз (для турбулентного случая примерно в два раза).

У метода Симпсона и сплайн интерполяции абсолютная погрешность достаточно мала и не показана, чтобы не загромождать рис. 1-2.

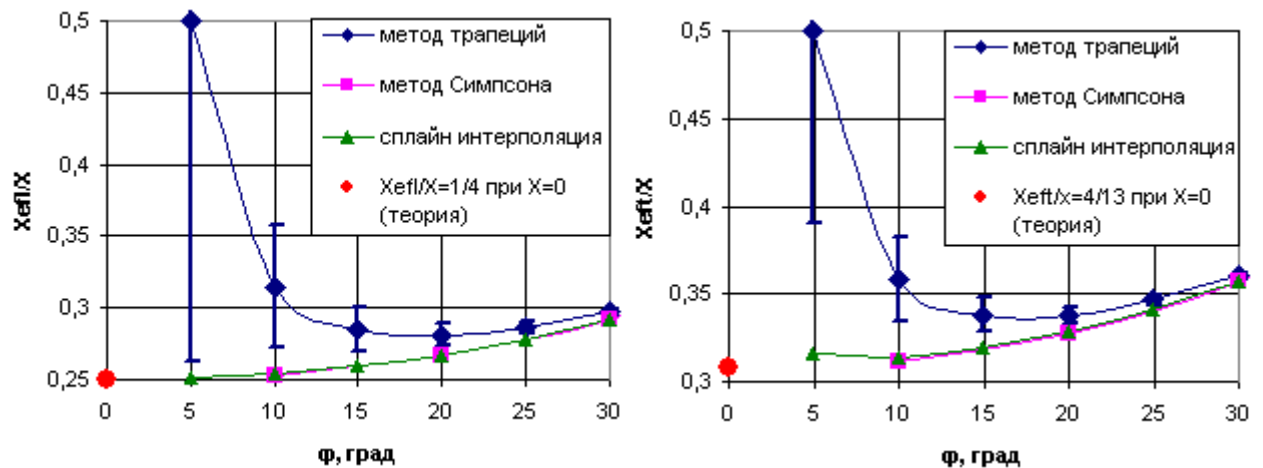


Рис. 1-2 Отношение x_{ef}/x вблизи критической точки для ламинарного и турбулентного пограничного слоя.

На рис. 3-4 приведены распределения абсолютных величин тепловых потоков вдоль образующей сферы. На обоих графиках расчётные кривые не доходят до критической точки растекания, т.к. в ней невозможно рассчитать эффективную длину. Метод эффективной длины здесь не работает. При приближении к точке растекания в формулах (2) и (4) возникает неопределённость $0/0$. В ламинарном случае раскрытие её по правилу Лопиталя приводит к конечному значению теплового потока. На рис. 3 оно обозначено

точкой. В случае турбулентного течения в пограничном слое тепловой поток в критической точке равен нулю.

На нескольких первых расчётных узлах (рис. 3-4) тепловые потоки, рассчитанные при помощи метода трапеций, заметно отличаются от более точных методов Симпсона и сплайн интерполяции. Далее вниз по потоку кривые для различных методов практически совпадают, что согласуется с оценкой погрешности определения x_{ef} на рис. 1-2.

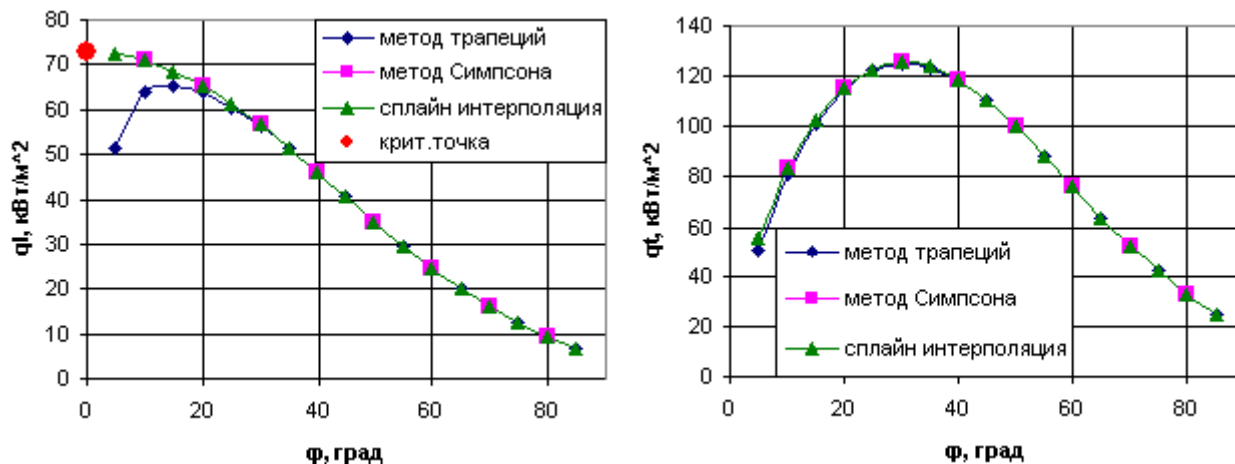


Рис. 3-4 Ламинарные и турбулентные тепловые потоки на сфере.

Влияния неточности входных параметров на результаты расчёта исследуется путём введения возмущения в исходные данные и анализа получаемых результатов. Проводится большое количество расчётов при различных наборах возмущённых входных параметров. Возмущения входных данных подчиняются нормальному распределению с *относительным стандартным отклонением* (ОСО) 10%. На рис. 5-6 приведены распределения по образующей сферы отношения ОСО результатов расчёта (тепловых потоков) к ОСО возмущённых входных параметров. Они показывают для каждой точки на сфере во сколько раз относительная погрешность рассчитанных тепловых потоков превышает относительную погрешность входных данных. Для различных методов интегрирования кривые отличаются незначительно. Из графиков на рис. 5-6 можно сделать вывод, что влияние погрешности входных данных для всех методов интегрирования, в целом, усиливается вниз по потоку. Эту зависимость нужно исследовать для каждого течения отдельно.

На рис. 7-8 показаны графики относительных погрешностей результатов расчёта вдоль образующей сферы за счёт погрешности методов интегрирования и в результате неточности задания входных данных. Относительная погрешность входных данных принимается равной $5 \cdot 10^{-5}$. На рис. 7-8 кривая для погрешности метода трапеций лежит гораздо выше оценки влияния входных данных, т.к. этот метод недостаточно использует информацию о распределении газодинамических параметров по поверхности сферы. В этом смысле методы интегрирования Симпсона и с использованием сплайн интерполяции гораздо предпочтительнее. На первых шагах интегрирования их точность примерно совпадает с точностью входных данных. Ниже по потоку ошибка интегрирования понижается, а влияние погрешности входных данных увеличивается, становясь определяющей.

Основной вклад в погрешность определения тепловых потоков по данным из таблиц Любимова вносит погрешность интегрирования методом трапеций. При использовании метода Симпсона или сплайн интерполяции определяющей становится влияние неточности задания входных данных. Машинное округление не вносит заметного вклада на фоне других погрешностей т.к. количество шагов интегрирования невелико.

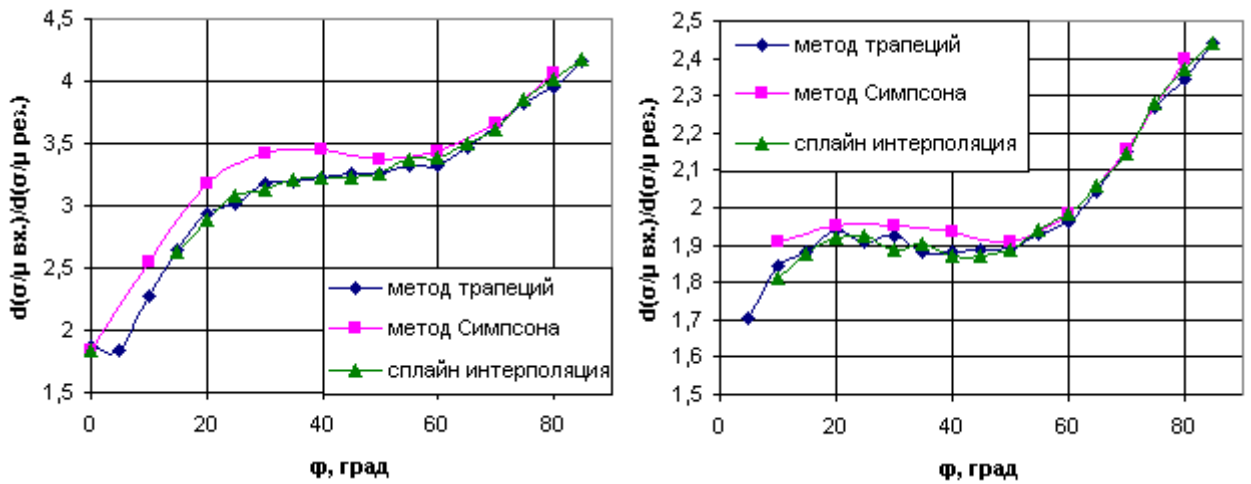


Рис. 5-6 Распределение отношений ОСО тепловых потоков к ОСО входных данных по образующей сферы ($M=6$) для ламинарного и турбулентного случаев.

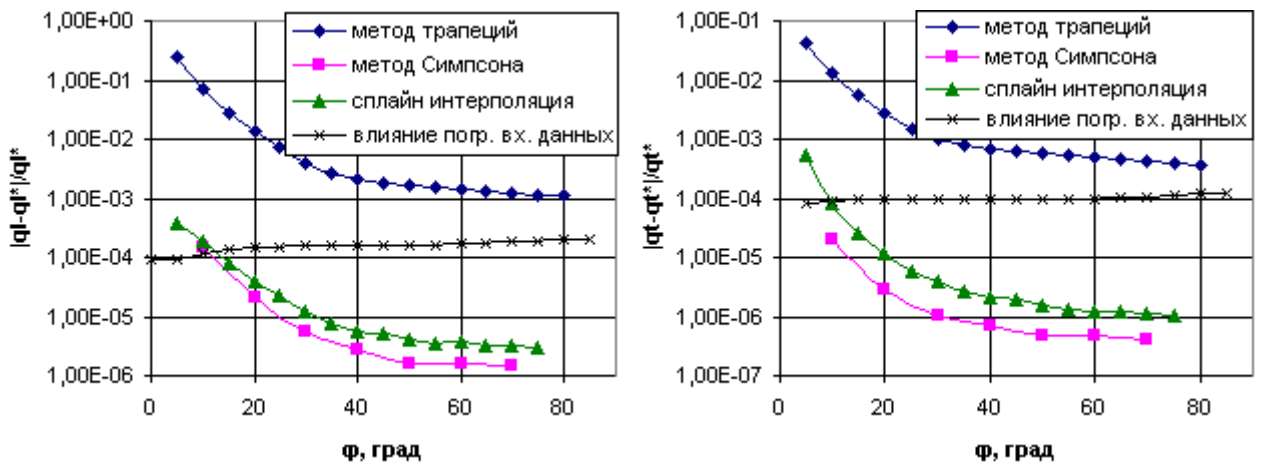


Рис. 7-8 Распределение по сфере относительной погрешности расчёта ламинарных и турбулентных тепловых потоков.

Третья глава содержит основные положения и алгоритм теплового расчёта на треугольной неструктурированной сетке.

Описывается один из методов триангуляции на основе расчётной сетки AeroShape3D. На рис. 9 показана треугольная неструктурированная сетка на сфере, полученная по предложенному методу. Критическая точка находится в центре “кольца разряжения” сетки. Для лучшего восприятия сфера немного повернута.

Основная идея алгоритма расчёта состоит в том, что из каждого узла треугольной сетки восстанавливается обратная линия тока по направлению к точке растекания. Начинаясь в исходном узле, она распространяется вверх по потоку, перетекая с одной фasetки на другую, достигая критической точки. Расчет тепловых потоков происходит в обратном направлении по уже пройденному пути, от точки растекания вниз по потоку.

Для ускорения расчёта обратную линию тока можно прерывать в ячейке с рассчитанными параметрами в вершинах, а не доводить её до критической точки. Начальные данные для интегрирования можно получить здесь линейной интерполяцией.

Предлагается метод вычисления эффективного радиуса на треугольной ячейке. Параметр R_{ef} (эффективный радиус) служит для учёта увеличения или уменьшения

толщины пограничного слоя вследствие стекания или растекания линий тока. Он входит как радиус эквивалентного тела вращения в формулы (2) и (4). Расчёт эффективного радиуса проводится на каждом шаге интегрирования по углу между местными векторами скорости на двух соседних линиях тока.

На рис. 10 показана фасетка с векторами скоростей в вершинах. Отрезок dx – один из шагов интегрирования на линии тока. На одном конце отрезка эффективный радиус известен, обозначен как R , на другом конце он изменится на величину dR , которую требуется найти.

В плоскости фасетки перпендикулярно отрезку dx делается “шаг в сторону”- dz . Длина отрезка dx принимается равной длине отрезка dz . Концы отрезка dz и восстановленные в них вектора скорости задают прямые, которые являются образующими для конуса – эквивалентного тела вращения. Зная длину отрезка dz и угол между векторами $d\psi$ можно определить длину образующей x . Сопоставляя x с шагом dx в подобных треугольниках, получаем:

$$dR = R \cdot \operatorname{tg}(d\psi). \quad (9)$$

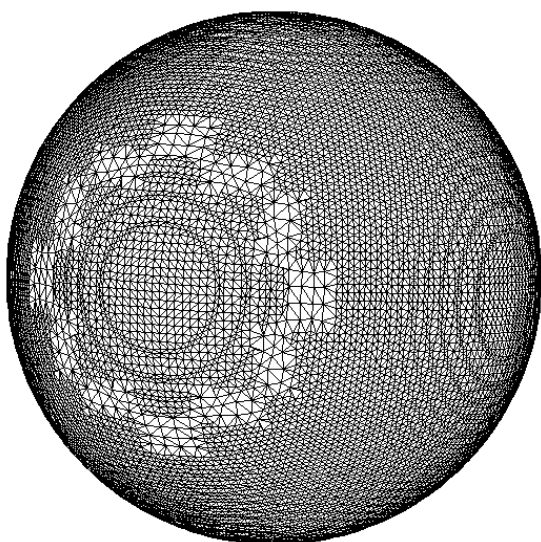


Рис. 9 Неструктурированная треугольная сетка на поверхности сферы.

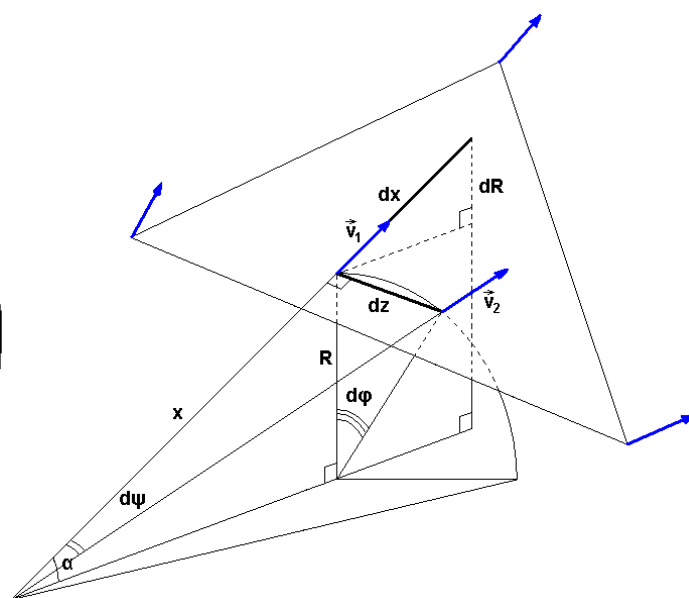


Рис. 10 К расчёту эффективного радиуса на треугольной сетке.

Описывается способ повышения точности в окрестности точки растекания с помощью подсеточного интегрирования. Участок линии тока внутри одной треугольной ячейки разбивается на несколько шагов. Газодинамические параметры в промежуточных узлах получаем линейной интерполяцией. Измельчая шаг таким образом, можно получить практически любую точность интегрирования, но погрешность результата расчёта будет определяться точностью линейной интерполяции внутри треугольной сетки.

На рис. 11 показаны графики распределения ламинарных тепловых потоков в окрестности точки растекания, полученные различными методами. Тепловые потоки нормированы на максимальное значение в точке растекания.

Кривую, полученную с помощью сплайн интерполяции (рис. 3), считаем точной, к которой нужно стремиться.

Другие две кривые получены интегрированием вдоль линии тока методами трапеций и Симпсона. В методе Симпсона дополнительная точка берётся в середине каждого шага, газодинамические параметры в ней интерполируются линейно.

Изменяющимся цветом фона графика показана принадлежность участка кривой различным фасеткам. Линия тока проходит по четырём фасеткам. Соответственно, четыре различных цвета фона показаны на графике рис. 3.11. О переходе из одной фасетки на другую можно также судить по заметным изменениям в размере шага. В первой ячейке находится порядка десятка точек. Такого количества шагов интегрирования вполне достаточно, чтобы расчётные значения вышли на полку в пределах первой фасетки.

При подходе справа к нулю, точке растекания, расчётные кривые на треугольной сетке резко устремляются вверх, что объясняется здесь большой погрешностью интегрирования. Расчёт по всем шагам первой фасетки ($\varphi < 1^\circ$) приближает кривые к точной с разницей менее 1%. Последующее интегрирование на других фасетках ещё более приближает расчётные кривые к точной. Из приведенного графика рис. 11 видно, что кривая, полученная по методу Симпсона, гораздо ближе подходит к точной, чем полученная по методу трапеций, что подтверждает большую точность первого метода. В дальнейших расчётах применяется метод Симпсона.

На рис. 12 показаны распределения рассчитанных тепловых потоков по наветренной образующей сферы. Газодинамические параметры для теплового расчёта в узлах треугольной сетки на сфере получены “проектированием” значений из таблиц Любимова. График содержит три кривые. Кривая, с ярко выраженными узлами, получена в главе 2 с помощью сплайн интерполяции (рис. 3). Другая кривая получена при расчёте на треугольной сетке по полным линиям тока, т.е. тепловые потоки в каждом узле рассчитываются по линии тока с началом в точке растекания. Третья кривая получена быстрым способом, т.е. для многих узлов расчёт может начинаться не с точки растекания, а с фасетки с рассчитанными параметрами в вершинах, по которой “протекает” линия тока из данного узла.

О всех кривых на каждом графике можно сказать, что они практически совпадают. Для ламинарного пограничного слоя в окрестности точки растекания кривая соответствующая быстрому способу расчёта немного “проседает”. Это связано с интерполяцией начальных данных для расчёта внутри “начальных” фасеток. Наиболее сильно этот эффект проявляется в окрестности точки растекания, на остальной поверхности кривая практически совпадает с точной кривой. Отклонение от точных значений в результате интерполяции начальных данных в быстром способе является неустранимой особенностью предлагаемой методики расчёта на треугольной неструктурированной сетке.

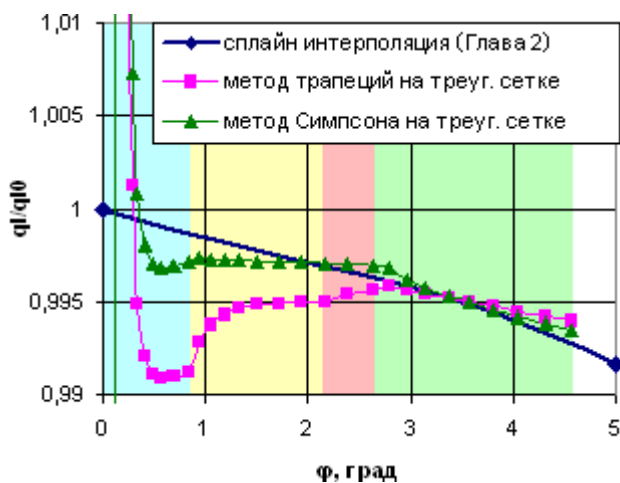


Рис. 11 Безразмерные тепловые потоки в окрестности точки растекания.

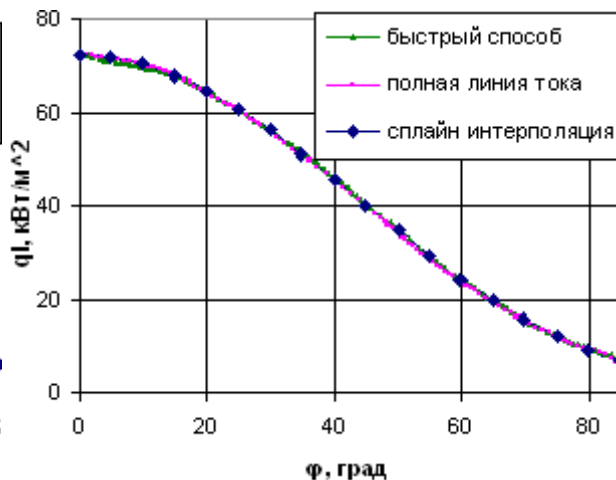


Рис. 12 Тепловые потоки на сфере при ламинарном режиме течения.

Представляет интерес сопоставление предлагаемой методики для оценки тепловых потоков с результатами других методов исследований теплообмена. Для примера берём экспериментальный аппарат X38.

Расчёты поля течения вокруг аппарата проводились тремя способами: с помощью программного комплекса AeroShape3D, конечно-объемным методом на основе уравнений Эйлера и решением полной системы уравнений Навье-Стокса для ламинарного случая. По газодинамическим параметрам, полученным двумя первыми способами, методом эффективной длины (локального подобия) на треугольной неструктурированной сетке рассчитывались тепловые потоки. В третьем способе распределение тепловых потоков получается непосредственно в ходе решения уравнений Навье-Стокса. Расчёты проводились для случая совершенного газа с $\gamma=1.4$, при числе Маха $M_\infty=6$ и числе Рейнольдса по длине аппарата $Re_{\infty,L}=10^6$. Результаты расчётов представлены на рис. 13-14.

На рис. 13 градиентной заливкой показаны уровни ламинарных тепловых потоков на наветренной стороне летательного аппарата X-38. На рис. 14 приведено распределение ламинарных тепловых потоков на поверхности в плоскости симметрии. Показаны кривые для трёх способов расчёта теплообмена в сравнении с экспериментальными данными. Кривая, соответствующая расчётам уравнений Навье-Стокса нормирована на максимальное значение тепловых потоков в критической точке. Остальные две кривые нормированы на тепловой поток на сфере с радиусом, равным местному радиусу затупления в критической точке. Резкий скачок экспериментальных значений тепловых потоков в задней части аппарата связан с отрывом и переходом к турбулентному режиму теплообмена на балансировочном щитке и не может быть адекватно воспроизведен ни в одном из трех способов. На остальной части аппарата разница не превышает 20%, причем метод эффективной длины занижает уровни тепловых потоков, а наилучшее совпадение с экспериментом здесь даёт расчет на основе полных уравнений Навье-Стокса.

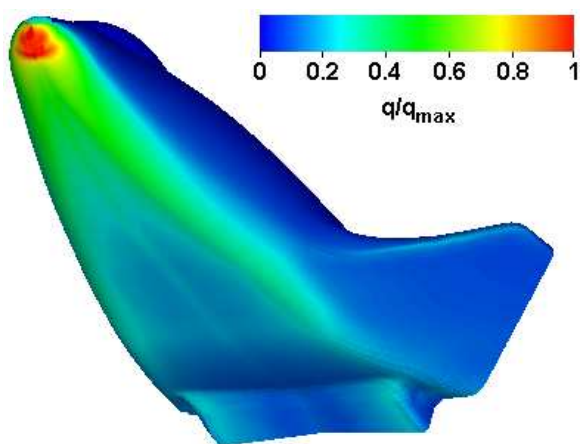


Рис. 13 Распределение ламинарных тепловых потоков по нижней поверхности X-38. уравнения Эйлера + метод эффективной длины.

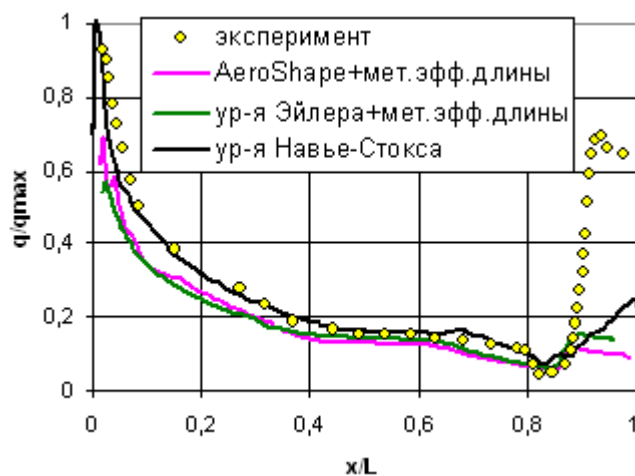


Рис. 14 Тепловые потоки в плоскости симметрии X-38.

Анализ полученных результатов показывает хорошее совпадение расчётных и экспериментальных данных, что позволяет сделать вывод о пригодности методик расчета теплообмена №1 и №2 для предварительной оперативной оценки тепловых режимов многоразовых возвращаемых аппаратов типа “несущий корпус”. Метод эффективной длины не может адекватно описывать теплообмен в отрывной зоне, что и было заявлено в его области применимости. Более реалистичное воспроизведение особенностей теплообмена возможно только путем решения полных уравнений Навье-Стокса.

В *четвёртой* главе, с помощью разработанной методики, проводятся исследования аэродинамической схемы гиперзвукового летательного аппарата с пониженным тепловым воздействием на кромки крыльев.

Существенного снижения уровня теплообмена на кромке треугольного крыла добиваемся в случае, если она расположена по направлению набегающего потока в плоскости крыла, т.е. угол скольжения $\beta = \pi/2 - \chi$ (см. рис. 15).

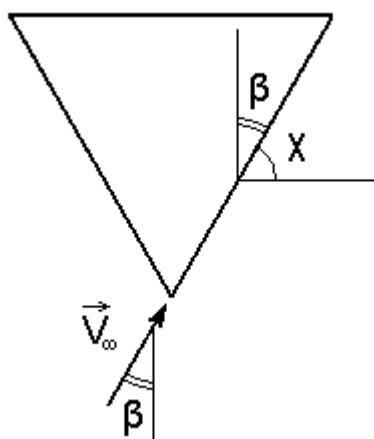


Рис. 15 К объяснению эффекта наиболее эффективного снижения теплообмена на подветренной кромке.

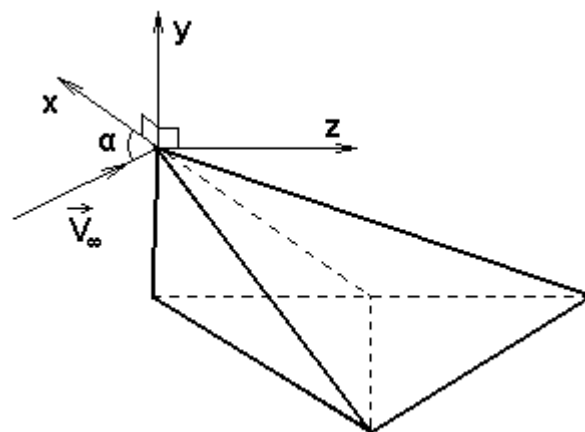


Рис. 16 Предлагаемая основа аэродинамической схемы с пониженным тепловым воздействием на кромки.

Предлагается взять треугольную пирамиду, наветренная часть которой состоит из двух двойных треугольных крыльев (рис. 16). При этом геометрические параметры и угол атаки должны быть согласованы так, чтобы кромки пирамиды были расположены по направлению потока в плоскости соответственной половинки (рис. 15). В этом случае на кромки ожидается пониженное тепловое воздействие.

На рис. 17 изображена половинка предлагаемой схемы. Показаны: система координат x, y, z , вектор набегающей скорости \vec{V}_∞ , нормаль \vec{n} к треугольнику - нижней поверхности, углы δ и χ , задающие геометрию. Вектор \vec{e} направлен вдоль кромки крыла. Т.к. \vec{n} - нормаль к треугольнику, то $\vec{n} \perp \vec{e}$. По условию снижения тепловых потоков, вектор \vec{e} должен быть направлен вдоль вектора скорости, спроектированного на плоскость треугольника. Математически это условие записывается в виде выражения

$$\vec{n} = \left[\left[\vec{e} \vec{V}_\infty \right] \vec{V}_\infty \right]. \quad (4.1)$$

Это условие однозначно определяет связь между углами δ , χ и α . Аналитическая зависимость для этого выглядит следующим образом:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{\cos^2 \chi}{\operatorname{tg} \alpha}. \quad (4.2)$$

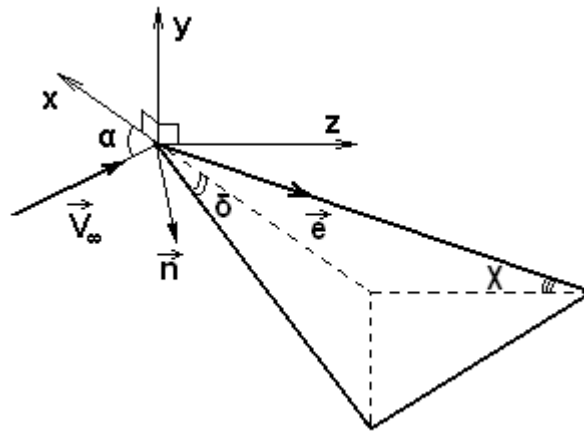


Рис. 17 К выводу зависимости увязывающей геометрические параметры предлагаемой схемы (δ , χ) с углом атаки (α).

Для дальнейших исследований выбраны геометрические параметры треугольной пирамиды: $\chi = 60^\circ$, $\delta = 28^\circ$, угол атаки $\alpha = 25^\circ$.

На рис. 18 показано распределение ламинарных тепловых потоков по нижней поверхности пирамиды (рис. 16) в сечении $x/R = 30$ на различных углах атаки. Т.к. течение плоскосимметричное, то график приведен для одной половинки. По оси абсцисс отложена безразмерная координата z/R . Кривые для всех углов атаки имеют два максимума, в плоскости симметрии ($z/R = 0$) и вблизи максимального значения z/R . Между ними находится минимум, который смещается к подветренному ребру при увеличении угла атаки. В плоскости симметрии (на наветренном ребре) тепловой поток монотонно возрастает при увеличении угла атаки, а на подветренном ребре падает. Средний тепловой поток на нижней поверхности при этом увеличивается. С увеличением угла атаки от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 30^\circ$ тепловой поток у подветренного ребра падает практически до фонового уровня наветренной нижней поверхности (почти в два раза). Тем самым подтверждается принцип построения модельной геометрии ($\chi = 60^\circ$ и $\delta = 28^\circ$) и выбор угла атаки ($\alpha = 25^\circ$).

На рис. 19 показано распределение максимальных ламинарных тепловых потоков вблизи подветренного ребра пирамиды. По оси абсцисс отложена продольная координата x/R . Локальные немонотонности кривых могут служить для оценки точности представленных результатов. В целом, характер поведения кривых похожий. Все они, не считая локальных особенностей, монотонно снижаются вдоль продольной координаты. Это говорит, о зависимости течения на ребре от течения на нижней поверхности при исследованных углах атаки.

При увеличении угла атаки от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 30^\circ$ максимальный тепловой поток падает примерно в два раза. Причём, дальнейшее увеличение угла атаки существенного понижения теплообмена не вызывает.

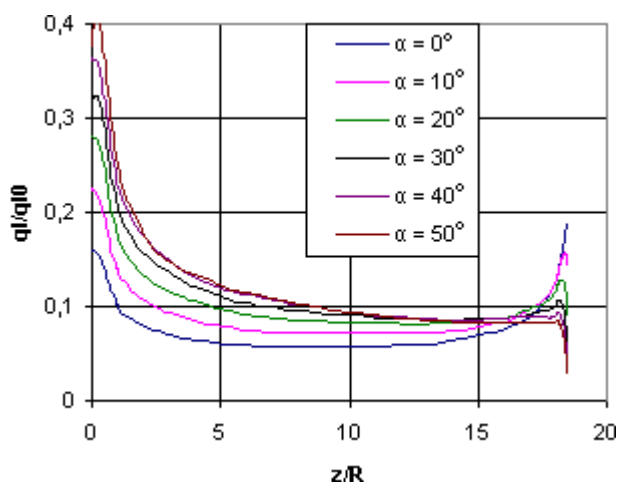


Рис. 18 Распределение теплового потока на наветренной стороне в сечении $x/R = 30$.

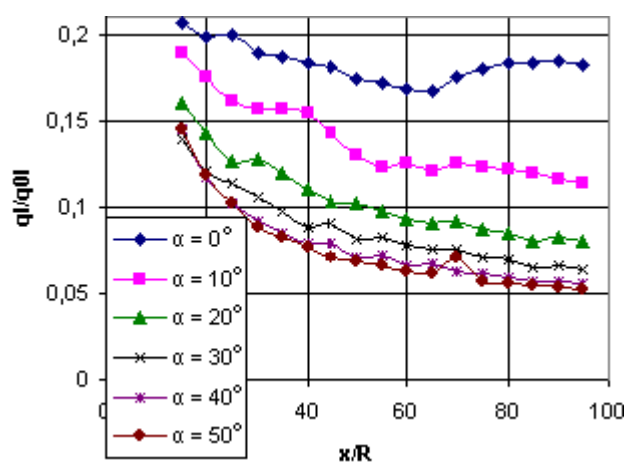


Рис. 19 Распределение максимальных тепловых потоков в районе подветренного ребра.

Выбранная концепция построения аэродинамической схемы в виде треугольной пирамиды на основе двух спаренных треугольных крыльев позволяет существенно снизить тепловые потоки к кромкам аэродинамических поверхностей за счёт качественного изменения структуры течения на поверхности.

На основе систематических расчётов была сформулирована концепция проектирования космического возвращаемого аппарата Клипер (рис. 20), которая оформлена в виде изобретения и получен патент РФ.



Рис. 20 Общий вид крылатого космического аппарата Клипер.

В **заключении** сформулированы основные результаты и выводы по проведенной автором диссертационной работе.

1. Разработан алгоритм расчёта конвективных тепловых потоков на треугольной неструктурированной сетке по методу эффективной длины с применением осесимметричной аналогии, который позволяет быстро получать оценки тепловых потоков на телах произвольной формы, что подтверждено результатами тестовых расчётов.
2. Разработанный способ подсеточного интегрирования позволяет получать оценки тепловых потоков в окрестности точки растекания. Точность расчёта при этом определяется погрешностью интерполяции газодинамических параметров внутри треугольных ячеек.
3. Реализация метода эффективной длины на треугольной неструктурированной сетке обладает достаточной для инженерной практики точностью [4, 33]. Областью

применимости разработанного метода оценки тепловых потоков являются задачи обтекания тел при достаточно больших числах Рейнольдса ($Re \geq 10^4 \dots 10^5$), в рамках модели тонкого пограничного слоя в областях с малым градиентом давления вдоль линии тока и при отсутствии зон отрыва [4, 28, 33].

4. Созданный комплекс программ пригоден для оперативной оценки тепловых режимов летательных аппаратов и отличается от ранее созданных тем, что процесс расчёта требует гораздо меньших трудозатрат и времени т.к. является полностью автоматизированным, вне зависимости от геометрии исследуемых тел.
5. С помощью разработанной методики оценки тепловых потоков проведены систематические расчёты и сформулирована концепция построения наветренной поверхности гиперзвукового летательного аппарата с пониженным тепловым воздействием на кромки крыльев, которая реализована при проектировании крылатого аппарата Клипер.

В *приложении* описывается стратегия расчётов в программном комплексе AeroShare3D. Приводится типовой пример расчёта обтекания сферы. Результаты сравниваются с литературными данными.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Алексеев А.К., **Журин С.В.** Постпроцессор для апостериорной оценки погрешности расчёта параметров течения. Материалы XIV международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС-2005). 25-31 мая, Алушта, Крым. с. 36-37.
2. Алексеев А.К., **Журин С.В.** О постпроцессоре для апостериорной оценки погрешности расчёта параметров течения. Журнал вычислительной математики и физики, 2006, том. 46, №9, с. 1704-1710.
3. Власов В.И. и др. (**Журин С.В.**) Численное моделирование теплообмена при входе в атмосферу Земли спускаемых аппаратов типа “Клипер”. // Космонавтика и ракетостроение. – 2007. - Т. 46, вып. 1. - С. 30-37.
4. Власов В.И. и др. (**Журин С.В.**) Теплообмен при входе в атмосферу Земли возвращаемых аппаратов. Труды 6-го международного симпозиума по аэрогазодинамике 3-7 ноября 2008 года. Версаль, Франция.
5. **Журин С.В.** Расчёт аэродинамических характеристик спускаемого аппарата схемы “несущий корпус”. // Труды 45-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” - 2002.
6. **Журин С.В.** Расчёт конвективных тепловых потоков на спускаемый аппарат схемы “несущий корпус” при движении его в атмосфере Земли. // Труды 46-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” - 2003.
7. **Журин С.В.** Представление трёхмерного поля течения в узлах прямоугольной неравномерной сетки. // Труды 47-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” - 2004.
8. **Журин С.В.** Снижение максимальной равновесной температуры на кромках крыльев возвращаемого аппарата малой размерности путём профилирования нижней поверхности. // Труды 48-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” - 2005.
9. **Журин С.В.** Расчёт теплообмена на треугольной сетке. // Труды 49-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” - 2006.
10. **Журин С.В.** Оценка погрешности расчёта тепловых потоков методом эффективной длины. // Труды 50-ой научной конференции МФТИ “Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук” – 2007.

11. **Журин С.В.** Расчёт конвективных тепловых потоков методом эффективной длины на треугольной неструктурированной поверхностной сетке по газодинамическим параметрам, полученным в программном комплексе AeroShape3D. // *Космонавтика и ракетостроение*. – 200X. - Т. XX, вып. X. - С. XX-XX.
12. **Журин С.В. и др.** “Космический аппарат для спуска с орбиты искусственного спутника земли и способ его спуска с орбиты искусственного спутника земли” ***Патент РФ №2334656(устройство)***.
13. Публикация А.В. Белошицкого с Г.А. Тирским.
14. **Журин С.В.** Конференция МФТИ 2008.
15. **Журин С.В.** Чураков Д.А. Конференция РКК 2008.