

РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
СИБИРСКОЕ ОТДЕЛЕНИЕ
ИНСТИТУТ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

На правах рукописи



Слюняев Андрей Юрьевич

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ
ГАЗА НА ОСНОВЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО МЕТОДА
РАСЩЕПЛЕНИЯ

05.13.18 – математическое моделирование, численные методы
и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск, 2009

Работа выполнена в Институте вычислительных технологий Сибирского отделения РАН

Научный руководитель: доктор физико-математических наук, профессор
Виктор Михайлович Ковеня

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук, профессор
Михаил Яковлевич Иванов
доктор физико-математических наук, профессор
Наталья Николаевна Федорова

Ведущая организация: Институт теоретической и прикладной механики
им. Христиановича СО РАН

Защита состоится «___» _____ 2009 года в _____ на заседании
диссертационного совета ДМ003.046.01 при Институте вычислительных
технологий СО РАН по адресу:
630090, г. Новосибирск, пр. ак. Лаврентьева, 6, факс (383) 330-63-42

С диссертацией можно ознакомиться в специализированном читальном зале
вычислительной математики и информатики ГПНТБ СО РАН.

Автореферат разослан «___» _____ 2009 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета
доктор физико-математических наук,
профессор



Л.Б. Чубаров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Применение математического моделирования в настоящее время является неотъемлемой частью процесса исследования различных явлений. Моделирование этих явлений с достаточной точностью приводит к необходимости использования сложных математических моделей. В задачах аэродинамики для описания течений вязкого сжимаемого теплопроводного газа используется газодинамическая модель, описываемая системой уравнения Навье-Стокса. Как правило, решения этих уравнений для сверхзвуковых потоков характеризуются сложной картиной течений, в которых присутствуют узкие зоны больших градиентов, особенности типа пограничных слоев и отрывных зон, висячих скачков. Наличие перечисленных особенностей решений предъявляет повышенные требования к применяемому численному алгоритму, который должен удовлетворять свойствам консервативности, экономичности, иметь достаточный запас устойчивости, позволяя получать решение задачи на существующих ЭВМ за приемлемое время. Несмотря на большое количество разработанных численных методов для системы уравнений Навье-Стокса, решение задач аэродинамики по-прежнему остается сложной и ресурсоёмкой вычислительной задачей. Поэтому разработка новых **эффективных** численных методик, безусловно, является актуальной.

Целью работы являлось:

1. Разработка на основе специального расщепления исходных уравнений по физическим процессам и пространственным направлениям **эффективного** вычислительного алгоритма, который является экономичным по числу операций на один узел вычислительной сетки и позволяет получать решения задачи за приемлемое время.
2. Определение свойств предложенного численного алгоритма.
3. На основе предложенного алгоритма моделирование плоских стационарных сверхзвуковых течений вязкого сжимаемого газа около элементов летательного аппарата.

Теоретическое значение и научная новизна. В работе впервые дано обобщение вида специального расщепления исходных уравнений на случай криволинейной системы координат. Разработка численного алгоритма и

анализ его свойств является вкладом в развитие методов расщепления и построение эффективных численных алгоритмов для решения уравнений Навье-Стокса.

Практическая ценность работы. Разработан математический инструментарий для проведения вычислительного эксперимента в области аэродинамики в широком диапазоне параметров набегающего потока (тела типа воздухозаборника и планера гиперзвукового летательного аппарата).

В диссертации защищаются следующие основные положения:

1. Для численного решения уравнений Навье-Стокса сжимаемого теплопроводного газа построена разностная схема второго порядка аппроксимации с оптимальным расщеплением операторов по физическим процессам и пространственным направлениям. Дано обобщение схемы на случай криволинейной системы координат. Численно исследованы свойства алгоритма.

2. С помощью разработанного численного алгоритма исследованы сверхзвуковые течения газа в канале воздухозаборника с источником вдува газа с части поверхности канала. Установлена зависимость между возникновением и размерами отрывной зоны на стенках канала и числом Маха набегающего потока.

3. Получены количественные и качественные характеристики сверхзвуковых течений газа около элементов летательного аппарата в плоскости его симметрии. Определена зависимость между числом Маха набегающего потока и размерами, а также положением зоны отрывного течения в канале воздухозаборника. Показано влияние изменения угла атаки набегающего потока на характер течения. Определено влияние геометрии летательного аппарата и краевых условий для температуры на характер течения.

Достоверность научных результатов подтверждается оценкой точности полученных численных решений путем сравнения с точными решениями модельных задач и сравнением с результатами расчетов других авторов, сравнениями с результатами экспериментальных исследований.

Представление работы. Результаты диссертации были представлены на Всероссийской конференции «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности» (Москва, 2005); конференции молодых

ученых по математическому моделированию и информационным технологиям (Красноярск, 2006); международном семинаре по вычислительным технологиям Россия-Казахстан (Новосибирск, 2007); международной конференции по методам аэрофизических исследований (Новосибирск, 2007); всероссийской конференции по вычислительной математике (Новосибирск, 2007); конференции молодых ученых по математическому моделированию и информационным технологиям (Новосибирск, 2007); VII Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (Крым, Алушта, 2008); международной конференции по методам аэрофизических исследований (Новосибирск, 2008); объединенном семинаре ИВТ СО РАН, кафедры математического моделирования НГУ и кафедры вычислительных технологий НГТУ «Информационно-вычислительные технологии» под руководством академика Ю.И. Шокина и проф. В.М. Ковени (Новосибирск, 2009).

Публикации. Основные результаты работы опубликованы в работах [1-8]. Из них (в скобках в числителе указан общий объем этого типа публикаций, в знаменателе – объем, принадлежащий лично автору) три работы [1,3,4] в журналах, рекомендованных ВАК (4,9/2,4 печ.л.); одна работа [2] в журнале, посвященном трудам семинара по вычислительным технологиям Россия-Казахстан (1,0/0,6 печ.л.); три работы [5-7] в трудах международных конференций (0,8/0,35 печ.л.), одна работа [8] в тезисах всероссийской конференции (0,44/0,44 печ.л.).

Личный вклад автора. В работах [1,3,5] автор участвовал в разработке экономической разностной схемы с оптимальным расщеплением стабилизирующего оператора для системы уравнений Навье-Стокса в обобщенной криволинейной системе координат, конструировании адаптивного монотонизирующего оператора для предложенной разностной схемы второго порядка аппроксимации, выполнении численного анализа свойств разностной схемы. В работах [2,7] автором проведено численное моделирование сверхзвуковых течений в канале с наличием вдува газа с части поверхности, проведен анализ полученных результатов. В работах [4,6] автором проведено численное моделирование течений газа около элементов гиперзвукового летательного аппарата (в том числе в канале воздухозаборника), дан анализ особенностей течений газа.

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов и списка литературы. Список литературы состоит из 106 наименований, работа изложена на 119 страницах, включая 4 таблицы и 71 рисунок.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении дается кратко обоснование актуальности работы, и излагаются основные результаты работы.

В Главе I дана математическая формулировка используемой модели течения в приближении уравнений Навье-Стокса и метод их численного решения. Глава начинается с описания вида системы уравнений Навье-Стокса в дивергентной и недивергентной формах для одномерного и двумерного случаев в декартовой системе координат [6]. Вводится обобщенное преобразование системы координат, позволяющее перевести исходную расчетную область с криволинейными границами в единичный квадрат. Для удобства численного моделирования система уравнений приведена к безразмерному виду. Пусть

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} = \mathbf{W}, \quad \mathbf{W} = -\sum_{j=1}^2 \frac{\partial \widehat{\mathbf{W}}_j}{\partial q_j}, \quad \mathbf{U} = \frac{1}{J}(\rho, \rho u, \rho v, E)^T,$$

система уравнений Навье-Стокса в криволинейных координатах в консервативной форме (где $q_j = q_j(x_1, x_2)$ - невырожденное преобразование системы координат, J - якобиан преобразования системы координат, ρ, u, v, E - плотность, компоненты вектора скорости и полная энергия газа соответственно, $\partial \widehat{\mathbf{W}}_j / \partial q_j$ - газодинамические и вязкие потоки), а

$$\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial t} = \mathbf{A}^{-1} \mathbf{W}$$

предельно-дивергентная запись системы уравнений Навье-Стокса в криволинейных координатах, где $\mathbf{A} = \partial \mathbf{U} / \partial \mathbf{f}$. Им соответствует недивергентная форма уравнений:

$$\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial t} + \sum_{j=1}^2 \mathbf{B}_j \mathbf{f} = \mathbf{F}, \quad \mathbf{f} = (\rho, u, v, p)^T.$$

В качестве метода численного решения системы уравнений используется метод расщепления, изложенный в монографии В.М. Ковени и Н.Н. Яненко

[4]. Суть метода заключается в сведении решения исходной многомерной задачи к последовательности их одномерных аналогов или более простых задач. Исходный многомерный матричный оператор расщепляется по направлениям, в результате чего выделяются два матричных оператора по каждому из пространственных направлений, каждый из которых расщепляется по физическим процессам. Ранее авторами работы [3] для переменных $\mathbf{f} = (\rho, u, v, p)^T$ был предложен вид расщепления для декартовой системы координат для одномерных задач. В данной работе предлагается обобщение предложенного ранее расщепления [3] на многомерный случай, в том числе для криволинейной системы координат, где матричные операторы B_j представлены в виде специального расщепления:

$$B_j = B_j^1 + B_j^2,$$

$$B_j^1 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\rho} q_{jx} \bar{\Lambda}_j^k \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\rho} q_{jy} \bar{\Lambda}_j^k \\ 0 & \gamma p q_{jx} \Lambda_j^k & \gamma p q_{jy} \Lambda_j^k & U_j \Lambda_j^k - b_{44} \end{pmatrix},$$

$$B_j^2 = \begin{pmatrix} q_{jx} \Lambda_j^k u + q_{jy} \Lambda_j^k v & 0 & 0 & 0 \\ 0 & U_j \Lambda_j^k - b_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & U_j \Lambda_j^k - b_{33} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

где $U_j = (u q_{jx} + v q_{jy})$, коэффициенты b_{ii} ($i = 2, 3$) содержат вторые производные по каждому из направлений. Матричные операторы B_j^1 ($j = 1, 2$) содержат члены с давлением в уравнениях движения и все члены уравнения энергии, а B_j^2 ($j = 1, 2$) конвективные и вязкие члены в уравнениях движения и все члены уравнения неразрывности.

Для численного решения уравнений Навье-Стокса предложена разностная схема приближенной факторизации:

$$\prod_{j=1}^2 (I + \tau \alpha B_j^{1n}) (I + \tau \alpha B_j^{2n}) \frac{\mathbf{f}^{n+1} - \mathbf{f}^n}{\tau} = (A^{-1})^n \mathbf{W}_h^n. \quad (1)$$

При нахождении стационарного решения методом установления, разностная

схема (1) аппроксимирует исходные уравнения в дивергентной форме, что позволяет получать решения, удовлетворяющие разностным законам сохранения. Для реализации разностной схемы (1) строится эквивалентная ей схема в дробных шагах:

$$\begin{aligned}\xi^n &= (\mathbf{A}^{-1})_h^n \mathbf{W}_h^n, \\ (\mathbf{I} + \tau\alpha \mathbf{B}_1^{1n}) \xi^{n+1/4} &= \xi^n, \\ (\mathbf{I} + \tau\alpha \mathbf{B}_1^{2n}) \xi^{n+1/2} &= \xi^{n+1/4}, \\ (\mathbf{I} + \tau\alpha \mathbf{B}_2^{1n}) \xi^{n+3/4} &= \xi^{n+1/2}, \\ (\mathbf{I} + \tau\alpha \mathbf{B}_2^{2n}) \xi^{n+1} &= \xi^{n+3/4}, \\ \mathbf{f}^{n+1} &= \mathbf{f}^n + \tau \xi^{n+1}.\end{aligned}$$

На каждом дробном шаге решение систем линейных алгебраических уравнений выполняется с помощью трехточечных скалярных прогонок. На дробных шагах дифференциальные операторы аппроксимированы с первым порядком точности по противотоковой схеме. Дифференциальные операторы в правой части схемы (1) аппроксимированы их разностными аналогами со вторым порядком точности. Для подавления осцилляций, характерных для схем второго порядка и выше, предложен специального вида сглаживающий оператор (который является обобщением оператора, предложенного в [3]):

$$\Lambda Q_l = \frac{Q_{l+1} - Q_{l-1}}{2h} - \text{sign}(U_j) \varepsilon^2 \frac{Q_{l+1} - 2Q_l + Q_{l-1}}{2h}, \quad (2)$$

$$\text{где } \varepsilon^2 = \begin{cases} \frac{|Q_{l+1} - 2Q_l + Q_{l-1}|}{|Q_{l+1} - Q_l| + |Q_l - Q_{l-1}|}, \\ 0, \text{ если } |Q_{l+1} - Q_l| + |Q_l - Q_{l-1}| = 0. \end{cases}$$

Отдельной проблемой в схемах расщепления является постановка краевых условий на дробных шагах для невязок искомым функций. В работе изложен алгоритм получения краевых условия для невязок решения, исходя из краевых условий для искомым переменных.

Глава II посвящена численному исследованию свойств предложенного алгоритма. Исследование проводится на двух одномерных модельных задачах и задаче о течении газа в канале. Свойства разностной схемы с оптимальным расщеплением исследуются на решении нестационарной задачи о распаде произвольного разрыва, (см., например, в [4]). Полученное численное решение сопоставляется с точным, приводятся оценки точности. Сравнением

численных результатов, полученных с первым и вторым порядком точности, с точным решением продемонстрирована эффективность применения разностной схемы второго порядка аппроксимации. На примере численного решения показано, что введение монотонизирующего члена позволяет подавлять осцилляции, характерные для схем второго порядка точности. В качестве второй тестовой задачи выбрана задача о квазиодномерном течении газа в канале [4]. Результаты численного расчета сравниваются с точным решением (рис. 1, количество узлов на расчетной сетке 401). Схема показала устойчивость при практически любых соотношениях временного и пространственного шагов, однако оптимальная сходимость к стационарному решению достигается для числа Куранта $K = 7.36$ (число шагов до выхода схемы на стационарный режим – 400).

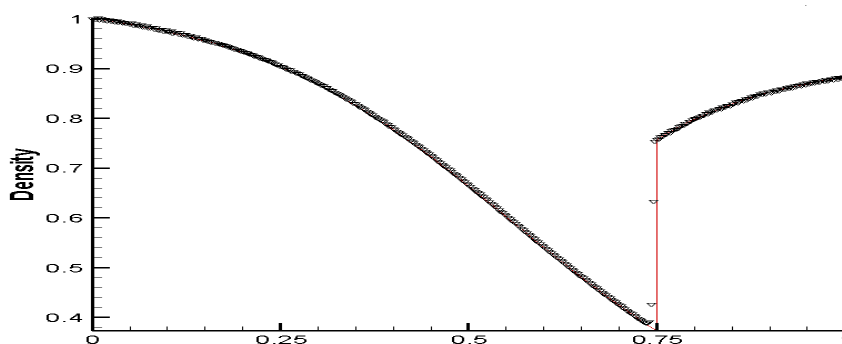


Рис. 1. Распределение плотности газа

(сплошная линия – точное решение, треугольники – численное).

Для оценки эффективности предложенного алгоритма в сравнении с другими алгоритмами приведены результаты тестирования нефакторизованной схемы на решении задачи о квазиодномерном течении газа в канале. Отмечено, что нефакторизованная схема позволяет проводить вычисления с оптимальным числом Куранта $K = 280.46$, решение устанавливается за 101 итерацию. Однако нефакторизованная схема не имеет временного преимущества перед схемами с оптимальным расщеплением даже при расчетах одномерных задач.

Следующим шагом в тестировании предложенной численной методики стало решение двумерной задачи о течении газа в канале воздухозаборника. Расчетная область представляет собой прямоугольник, внутри которого находится прямоугольный канал, нижняя стенка канала начинается в точке 0,

верхняя стенка относительно нижней снесена вперед и начинается в точке 0.5. На канал набегают невозмущенный сверхзвуковой поток под нулевым углом атаки. Для схемы с оптимальным расщеплением оператора оценена область оптимальной сходимости, оптимальное число Куранта составило $1.5 \leq K \leq 2.5$. Приведены результаты тестирования алгоритма на сходимость численного решения на последовательности сеток, оценена точность решений. Проведенные тестовые расчеты одномерных и двумерных расчетов позволяют сделать вывод об эффективности предложенного численного метода и его достаточной точности на сравнительно небольшом числе узлов сетки для моделирования сверхзвуковых течений вязкого сжимаемого теплопроводного газа.

Глава III посвящена моделированию течений газа в канале воздухозаборника со вдувом газа с части поверхности. В начале главы дана математическая постановка начально-краевой задачи.

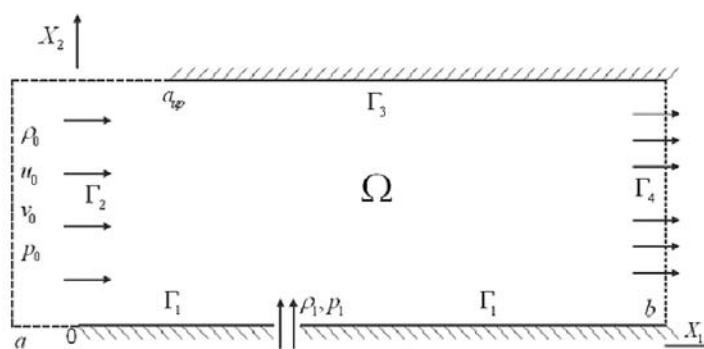


Рис. 2 Расчетная область

Решение задачи отыскивается в прямоугольной области (рис. 2), внутри которой находится канал воздухозаборника. На нижней стенке канала на отдалении от передней кромки находится источник вдува газа. На канал под нулевым углом атаки набегают невозмущенный поток, газ вдувается со звуковой скоростью. В качестве начального распределения внутри расчетной области использовалось значение параметров плотности, скорости и давления газа равное их значениям в невозмущенном потоке.

На основе проведенных численных экспериментов дана оценка скорости сходимости и параметров разностной схемы. Исследования проведены с варьированием числа Маха набегающего потока в диапазоне $M_0 = 1.5 \div 2.5$, чисел Рейнольдса $Re = 10^3 \div 10^4$, расчеты выполнены на сетке 521×161 узел. В качестве критерия установления выбрано соотношение

$\max \rho = \left| \rho^{n+1} - \rho^n \right| / \tau \rho^n < 10^{-4}$. Установление к стационарному решению достигалось за ≈ 8500 итераций при использовании в качестве начального распределения несогласованного распределения параметров потока (на входной границе задавались параметры набегающего потока, а в расчетной области задавалась нулевая скорость и постоянные значения плотности и температуры). При задании в качестве начального приближения решения задачи для других параметров потока (например, при другом числе Рейнольдса или числе Маха) количество итераций сокращалось в 1,5 – 2 раза до $\approx 4500 \div 5500$.

Обсуждение результатов численного моделирования начаты с описания решения задачи при варьировании числа Маха набегающего потока. На рис. 3 представлено распределение поля скорости газа и изолинии давления. Около источника вдува газа формируется мощный скачок уплотнения, который, распространяясь от нижней стенки к верхней, перекрывает весь канал. В работе показано, что изменение числа Маха набегающего потока влияет на возникновение отрывной зоны на верхней стенке канала, а так же на размеры зоны отрыва пограничного слоя на нижней стенке канала. При $M_0 = 1.5$ отрыва пограничного слоя на верхней стенке канала не происходит, а при $M_0 \geq 1.75$ отрыв пограничного слоя уже наблюдаются. При увеличении числа Маха набегающего потока размеры отрывных зон на верхней и на нижней стенках канала увеличиваются.

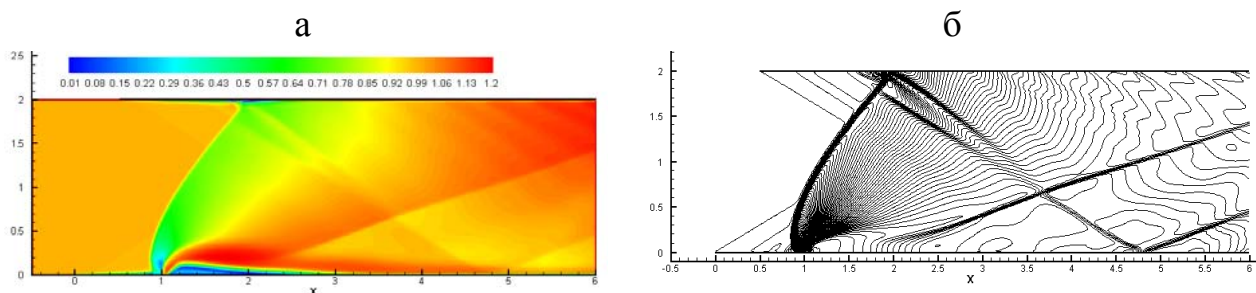


Рис. 3. Распределение поля скорости (а) и изолинии давления газа (б) в канале для $M = 2.0$, $Re = 10^4$

Проведено сравнение результатов моделирования течения газа в канале, полученных автором, с аналогичными исследованиями других авторов [1] и экспериментальными данными [2]. Отмечено, качественное совпадение характера течения с характером течения, описанного в работе [1,2]. В рамках

исследования предложенного адаптивного монотонизирующего оператора второго порядка точности в работе продемонстрирована эффективность его применения. Проведено сравнение численных решений, полученных с первым и вторым порядком точности. Показано, что аппроксимация дифференциальных операторов с первым порядком точности приводит к сильному размазыванию скачков уплотнения.

В следующей серии расчетов исследована структура течения при изменении числа Рейнольдса набегающего потока. Отмечено, что уменьшение числа Рейнольдса приводит к формированию более сложной структуры течения, за счет образования на передних кромках канала более сильных скачков уплотнения. Эти скачки уплотнения совместно головным скачком уплотнения около источника образуют λ -структуру течения. В заключение к главе даны краткие выводы о проведенных исследованиях и свойствах предложенного алгоритма, где среди прочего отмечено, что разработанный численный алгоритм позволяет с достаточной точностью моделировать сложные течения вязкого газа в широком диапазоне параметров потока, в том числе при наличии источника вдува газа.

В главе IV объединены результаты серии расчетов течения сверх- и гиперзвукового газа около элементов модельного летательного аппарата. Рассматривается обтекание тела сложной геометрии, которая моделирует несущую поверхность типового гиперзвукового летательного аппарата.

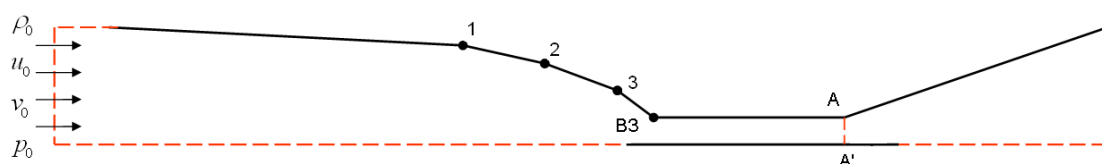


Рис. 4. Расчетная область: 1, 2, 3 – точки первого, второго, третьего излома соответственно; ВЗ – воздухозаборник

На тело, движущееся со сверхзвуковой и гиперзвуковой скоростью, слева набегают однородный поток газа под различными углами атаки. Поток, взаимодействуя с носовой частью летательного аппарата, попадает в канал воздухозаборника, проходя который попадает в расширяющую область, которая образована несущей поверхностью кормовой части аппарата и областью свободного истечения газа из канала двигателя. Тело предполагается плоским с затупленной передней кромкой, верхняя образующая до входа в канал воздухозаборника имеет три точки излома.

В начале главы дано описание математической постановки задачи, заданы параметры газа, дано описание краевых условий, применяемых на границах расчетной области. В качестве начального распределения всюду внутри канала задаются значения плотности, скорости и давления такие же, как и в невозмущенном потоке. При заданных таким образом начальных условиях установление достигалось за $\approx 10000 \div 12000$. Отмечено, что для данного исследования при задании в качестве начального приближения решения задачи для других параметров потока (например, другом числе Маха) значительного уменьшения количества итераций, необходимого для установления решения, не наблюдалось. Это возможно связано с тем, что шаг изменения параметров набегающего потока был выбран достаточно большим, и при изменении этих параметров происходило существенное изменение положения скачков уплотнения, а также для различных параметров набегающего потока вызывало кардинальное перестроение картины течения. Расчеты выполнены на сетке 326×161 узел.

Первая серия исследований посвящена изучению влияния числа Маха набегающего потока на характер течения. Определяющий параметр течения варьировался в пределах $M \in [4; 8]$. Показано, что для всего исследуемого диапазона значений на верхней стенке канала образуется зона отрывного течения. Изменение числа Маха набегающего потока влияет на размеры отрывной зоны и ее положение в канале воздухозаборника. Увеличение числа Маха приводит к смещению отрывной зоны к началу канала. Образование обширной зоны возвратного течения для больших чисел Маха приводит к уменьшению области сверхзвукового течения газа в канале воздухозаборника, и как показано на рис. 5 для числа Маха $M_0 = 8$ отрывная зона занимает половину ширины канала воздухозаборника, образуя узкую зону сверхзвукового течения.

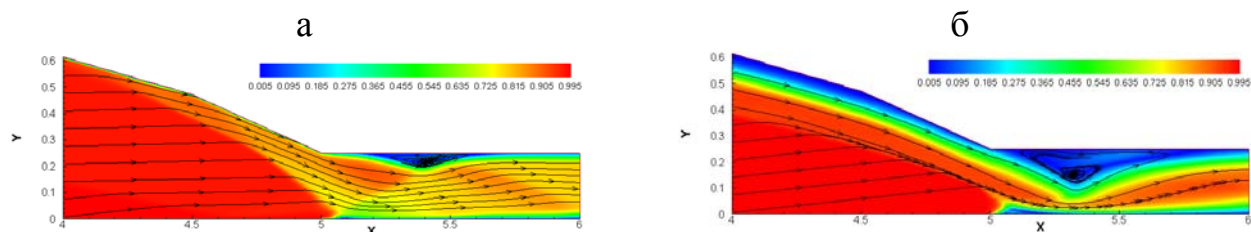


Рис. 5. Поле скорости газа в области воздухозаборника для различных чисел Маха набегающего потока: а – $M_0 = 4$; б – $M_0 = 8$

В следующей серии расчетов изучалось поведение течения при различных углах атаки. Угол атаки набегающего потока изменялся в пределах $\alpha \in [0^\circ; 15^\circ]$. При углах атаки набегающего потока $\alpha < 9^\circ$ и $\alpha \geq 9^\circ$ в окрестности входа в канал наблюдаются существенно различные режимы течения. Если при малых углах атаки головной скачок уплотнения не попадает в канал (рис. 6а), то при больших углах атаки перед входом в канал формируется более сложная картина течения с тройной конфигурацией и висячим скачком уплотнения, который принято называть выбитой ударной волной (рис. 6б).

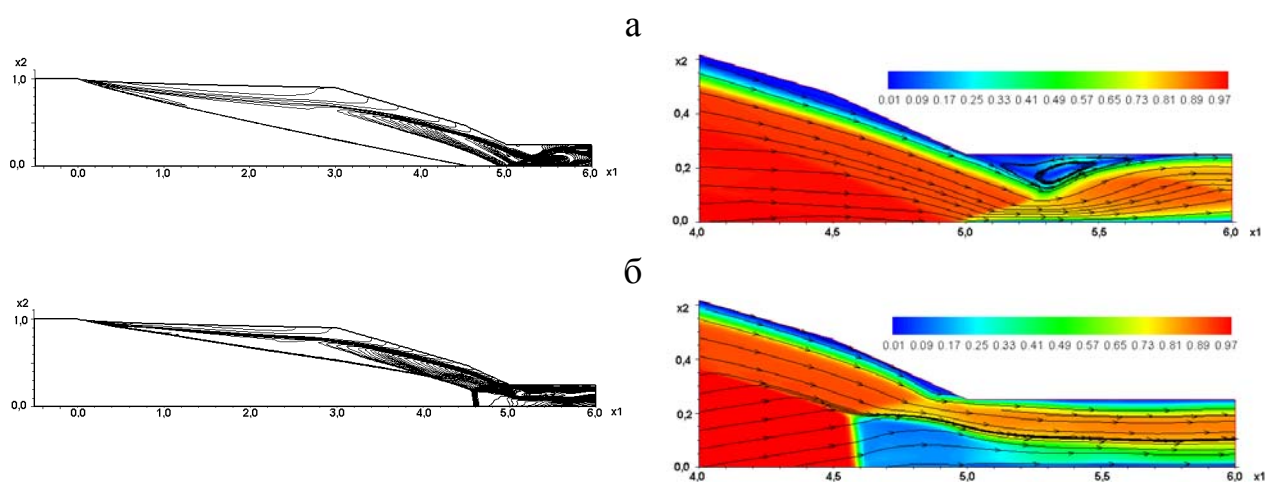


Рис. 6. Линии равного уровня плотности и распределение полей скорости газа для различных углов атаки набегающего потока: а – 3° ; б - 15°

При больших углах атаки зона сверхзвукового течения газа существенно сужается и при $\alpha = 15^\circ$ достигает минимального значения (рис. 6б). За висячим скачком уплотнения образуется зона торможения потока с дозвуковой скоростью движения газа. При малых углах атаки набегающего потока (рис. 6а) на верхней стенке канала образуется протяженная зона возвратного течения. Из расчетов следует, что при углах атаки $\alpha \geq 9^\circ$ размер области возвратного течения вблизи верхней поверхности канала становится минимальным. Угол наклона висячего скачка уплотнения перед каналом воздухозаборника изменяется. Это связано с тем, что изменяется угол атаки набегающего потока, и скачок уплотнения располагается перпендикулярно линиям тока газа.

В третьей серии расчетов исследовалось обтекание элементов летательного аппарата в области, включающей в себя кормовую часть летательного аппарата. Основное внимание уделено изучению структуры

течения в канале воздухозаборника, а также исследованию тепловых нагрузок на поверхность летательного аппарата. Расчеты выполнены при фиксированных параметрах набегающего потока $M_0 = 6$, $\alpha = 3^\circ$. В связи с изменением размеров вычислительной области было изменено и количество узлов в расчетной области, сетка содержала 451×161 узел. В отличие от геометрии летательного аппарата, использованной в предыдущих исследованиях, во второй серии расчетов нижняя кромка воздухозаборника была выдвинута вперед и начиналась в точке $x = 4.7$, задняя кромка канала была удлинена на 1 единицу по сравнению с предыдущими расчетами, ее концу соответствовала координата $x = 7$. Течение перед летательным аппаратом в целом ничем не отличается от течений изученных ранее. Различие лишь отмечено в канале воздухозаборника, где установлено, что на нижней стенке канала в окрестности точки $x = 6.0$ наблюдается еще одна зона возвратного течения, которая обусловлена отражением скачка уплотнения от верхней стенки канала. Из расчетов следует, что в канале образуется узкая зона сверхзвукового течения, в которой температура газа увеличивается в 4 - 8 раз по сравнению с температурой газа в невозмущенном потоке (рис. 7а). На рис. 7 приведено распределение поле температуры газа около элементов ЛА при различных типах краевого условия для температуры. Как хорошо видно из рис. 7а, зоны с максимальной температурой находятся около стенок летательного аппарата. Наиболее широкая область разогретого до максимальных температур газа находится в области между первым изломом образующей поверхности и входом в канал воздухозаборника, а так же в области возвратного течения газа около верхней стенки в канале воздухозаборника. После прохождения потока через эту зону температура газа падает.

Наличие таких тепловых нагрузок на стенки канала приводит к необходимости отвода тепла с его поверхности, поэтому далее в расчетах вместо условия тепловой изоляции на стенках канала задавалась постоянная температура $T_1 = 4T_0$, соответствующая максимальной температуре нагрева стенок при числе Маха набегающего потока $M_0 = 4$.

а

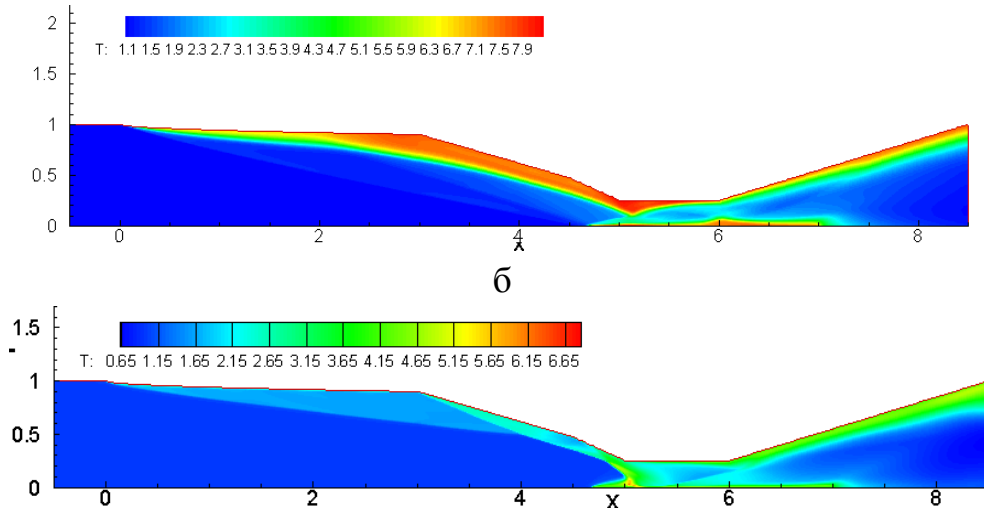


Рис. 7. Поле температуры в канале для различных краевых условий на твердых стенках: а – тепловая изоляция; б – постоянная температура;

Последняя серия расчетов посвящена изучению структуры течения при изменении типа краевого условия для температуры на твердых стенках канала. Моделирование проведено при параметрах набегающего потока $M_0 = 6$, $\alpha = 6, 12^\circ$. Изменение краевых условий для температуры приводит к существенному изменению структуры течения.

Головная ударная волна, распространяющаяся от носика ЛА, и ударная волна, возникшая в точке излома образующей, пересекаются и соединяются в один скачок, который и попадает в канал воздухозаборника. Из рис. 7 можно сделать вывод о том, что максимальная температура газа теперь не превышает значения 7, которое достигается не на стенках канала, а во внутренней области течения газа. Принудительное охлаждение стенок приводит к смещению зоны максимальной температуры в область взаимодействия волны со стенкой ($x_1 = 5$). Поддержание постоянной температуры стенок канала приводит к исчезновению областей отрыва газа на верхней стенке канала при $\alpha = 6, 12^\circ$ (рис. 8).

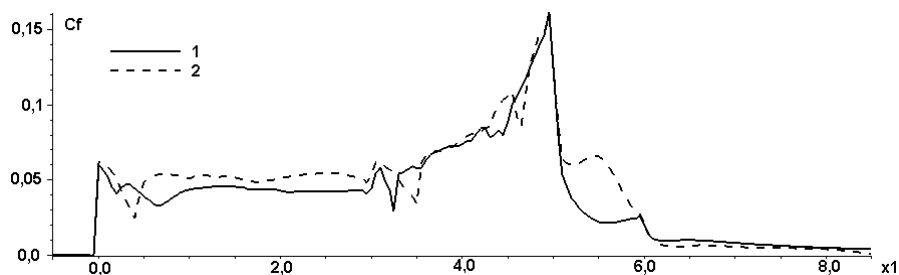


Рис. 8. Распределение коэффициента трения на верхней стенке:

1 – $\alpha = 6^\circ$; 2 – $\alpha = 12^\circ$

Из расчетов следует, что минимальная скорость газа в канале сверхзвуковая и соответствует $M \approx 3$. Напомним, что при задании условий тепловой изоляции на стенках канала скорость потока в канале уменьшалась до дозвуковой. Краткие выводы по серии проведенных расчетов приведены в конце главы.

В разделе **Выводы** сформулированы основные результаты диссертации:

1. Для численного решения уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа построена экономичная по числу операций на один узел расчетной сетки разностная схема второго порядка аппроксимации с оптимальным расщеплением операторов по физическим процессам и пространственным направлениям. Дано обобщение схемы на случай двумерной криволинейной системы координат. Для аппроксимации производных построен адаптивный монотонизирующий оператор второго порядка точности.

2. Создана программа расчета плоских течений вязкого сжимаемого газа около тел сложной геометрической формы.

3. С помощью разработанного численного алгоритма исследованы сверхзвуковые течения газа в канале воздухозаборника с источником вдува газа с части поверхности канала. Общая структура течения, образующаяся около источника вдува, качественно совпадает с расчетами других авторов и экспериментальными данными для такого типа задач. Получены основные закономерности течения, а именно: установлено, что увеличение числа Маха набегающего потока приводит к увеличению угла наклона головного скачка уплотнения, к возникновению зоны отрыва пограничного слоя на верхней стенке канала в области взаимодействия головного скачка уплотнения и пограничного слоя. С увеличением числа Маха набегающего потока увеличивается длина зон отрывного течения на нижней стенке канала; перед источником вдува образуется система из двух вихрей, причем движение в них газа происходит в противоположных направлениях. Варьирование числа Рейнольдса набегающего потока показало, что его уменьшение вместе с увеличением вязкости газа приводит к усложнению структуры течения, за счет появления более выраженных скачков уплотнения на передних кромках канала, что в свою очередь приводит к образованию в структуре течения висячего скачка уплотнения.

4. С помощью предложенного алгоритма исследованы сверхзвуковые течения газа около элементов летательного аппарата в плоскости его

симметрии. Получены количественные и качественные характеристики течения. Получена зависимость между числом Маха набегающего потока и размерами, а также положением зоны отрывного течения в канале воздухозаборника. Изучено влияние изменения угла атаки набегающего потока на характер течения, установлено, что для некоторых углов атаки перед каналом воздухозаборника возникает выбитая ударная волна с висячим скачком уплотнения. Исследовано влияние геометрии летательного аппарата и краевых условий для температуры на характер течения, установлено, что изменение геометрии ЛА приводит к исчезновению эффекта запирания воздухозаборника, а изменение типа краевого условия для температуры с тепловой изоляции к постоянной температуре стенки приводит к исчезновению зон отрывного течения в канале.

5. Проведенные расчеты продемонстрировали эффективность предложенного численного алгоритма для решения внешних и внутренних задач аэродинамики, его достаточную точность и устойчивость в широком диапазоне параметров потока.

Литература

1. Бекетаева А.О., Найманова А.Ж. Численное моделирование сверхзвукового течения с поперечным вдувом струй // Журнал вычислительной математики и математической физики, т.45, №3, 2004, с. 72-80
2. Глаголев А.И., Зубков А.И., Панов Ю.А. Обтекание струйного газообразного препятствия на пластине сверхзвуковым потоком // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1967, №3, с. 97-102
3. Ковеня В.М., Лебедев А.С. Модификации метода расщепления для построения экономичных разностных схем // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1994, Т. 34. – №6. – с. 886 – 897.
4. Ковеня В.М., Яненко Н.Н. Метод расщепления в задачах газовой динамики. – Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1981. – 304 с.
5. Лебедев А.С., Черный С.Г. Практикум по численному решению уравнений в частных производных.- Новосибирск: НГУ, 2000. – 136 с.
6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1970. – 904 с.

ПУБЛИКАЦИИ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В журналах:

1. Ковеня В.М., Слюняев А.Ю. Модификации алгоритмов расщепления для решения уравнений Эйлера и Навье-Стокса // Вычислительные технологии, 2007, т 12 , № 3, с. 71 – 86
2. Ковеня В.М., Слюняев А.Ю. Моделирование сверхзвуковых течений газа в канале // Вычислительные технологии, 2007, т. 12, Спецвыпуск 4, с. 41-50
3. Ковеня В.М., Слюняев А.Ю. Алгоритмы расщепления при решении уравнений Навье-Стокса // // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2009, т. 49, № 4, с. 700-714
4. Ковеня В.М., Слюняев А.Ю. Моделирование сверхзвуковых течений около элементов летательного аппарата // Журнал прикладная механика и техническая физика. 2009, т. 50, № 3, с. 98-108

В трудах международных конференций:

5. Kovenya V.M., Slyunyaev A.Yu. Modification of splitting algorithms for solution of Euler and Navier-Stokes equations // ICMAR: Proc. Pt III, pp.162-166, Novosibirsk, 2007
6. Kovenya V.M., Slyunyaev A.Yu. Modeling of super- and hypersonic flows near the elements of an aircraft // ICMAR: Proc. Pt I, p. 242-244, Novosibirsk, 2008
7. Ковеня В.М., Слюняев А.Ю. Численное моделирование вязких течений газа в воздухозаборнике. // Материалы VII международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях. Алушта, 2008, с. 225-227

В тезисах конференций:

8. Слюняев А.Ю. Об одном численном алгоритме решения уравнений Навье-Стокса сжимаемого газа // Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности.- М: ОАО «ОКБ Сухого», 2005, с. 105-111.